VISIT…

LANZAROTE
Caliente.COM

АКАДЕМИЯ НАУК СОЮЗА ССР

КЛАССИКИ НАУКИ



К. Э. ЦИОЛКОВСКИЙ

ИЗБРАННЫЕ ТРУДЫ



РЕДАКТОРЫ-СОСТАВИТЕЛИ
Б. Н. ВОРОБЬЕВ, В. Н. СОКОЛЬСКИЙ
ОБЩАЯ РЕДАКЦИЯ
АКАДЕМИКА А. А. БЛАГОНРАВОВА

$$V = V_1 \ln \left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)$$

ИЗДАТЕЛЬСТВО АКАДЕМИИ НАУК СССР
1962

СЕРИЯ «КЛАССИКИ НАУКИ»

Основана академиком *С. И. Вавиловым*

Редакционная коллегия: академик *И. Г. Петровский* (председатель), академик *Н. Н. Андреев*, академик *Б. А. Казански*, академик *П. Ф. Юдин*, член-корреспондент АН СССР *Б. Н. Делоне*, член-корреспондент АН СССР *А. М. Самарин*, профессор *В. П. Зубов*, профессор *Д. М. Лебедев*, профессор *Н. А. Фигуровский*, доктор философских наук *И. В. Кузнецов* (заместитель председателя)

ОТ РЕДАКЦИИ

Константин Эдуардович Циолковский — исключительное явление в русской, советской и всемирной науке и технике.

Почти ровесник Н. Е. Жуковского (1847—1921), А. Н. Крылова (1863—1945), И. В. Мещерского (1859—1935), он как бы не замечает творений современников и идет собственным путем гениального самородка-ученого.

Распространено мнение, что главные вехи развития технических дисциплин, примыкающих к механике, ставятся представителями точных наук при аналитическом выражении новых законов природы или при возникновении новых математических методов исследований. В подтверждение приводятся имена Ньютона, Лагранжа, Кулона, Фурье, Жуковского и других. Однако такое мнение ошибочно. Сочинения Циолковского открывают новую блестящую страницу техники без какого-либо существенного использования современных достижений в области механики и математики.

В самом деле, Циолковский использует в своих трудах лишь арифметику, алгебру и самые начала анализа бесконечно малых (последние только в связи с выводом его знаменитой формулы). Тем не менее этого скромного арсенала математических средств ему достаточно, чтобы обосновать всю ракетную технику (включая и реактивную авиацию) и предвосхитить современные достижения в освоении космического пространства.

Простота и убедительность его трудов, написанных прекрасным ярким русским языком, горячая вера в конечный успех своих начинаний зажгли сердца сотен молодых людей, которые ныне, уже после смерти Константина Эдуардовича, осуществили многие его дерзновенные мечты. Именно они прославили нашу Родину запуском первых искусственных спутников Земли, многих космических ракет и, наконец, космических кораблей с советским человеком на борту.

* * *

Константин Эдуардович Циолковский широко известен своими трудами в области воздухоплавания, авиации и ракетной техники. Ему принадлежит также большое число работ по другим, самым разнообразным вопросам естествознания и техники. До Октябрьской революции и в первые годы Советской власти труды Циолковского печатались в научных и научно-популярных журналах и издавались в виде отдельных брошюр в г. Калуге. Значительная часть научного наследия ученого при его жизни так и не была опубликована.

В 1934 и 1947 гг. были изданы избранные труды Циолковского по цельнометаллическому дирижаблю и ракетной технике. С 1951 по 1959 г. вышло три тома издаваемого АН СССР по постановлению Совета Министров СССР собрания сочинений К. Э. Циолковского, в которые включены работы ученого по аэродинамике, реактивным летательным аппаратам и дирижаблестроению. Однако незначительный тираж изданий ни в коей мере не может удовлетворить научную общественность. С каждым годом значение трудов Циолковского и интерес к ним как в нашей стране, так и за рубежом неуклонно возрастает.

Успехи, достигнутые советской наукой в освоении космического пространства, в значительной степени опираются на труды Циолковского, заложившего основы науки о межпланетных сообщениях. Торжество его идей, их претворение в жизнь советскими учеными и конструкторами делает особенно актуальным переиздание его трудов в настоящее время.

В данный том включены основные работы ученого по авиации, аэродинамике, ракетной технике и межпланетным сообщениям.

Издание произведений Циолковского в серии «Классики науки» представляет значительные трудности, обусловленные теми обстоятельствами, с которыми сталкивался ученый при публикации своих работ.

Живя в отдалении от основных научных центров, Циолковский, как правило, не имел возможности просматривать и править корректуру своих статей. Результатом этого было значительное число опечаток и искажений, которые он вынужден был исправлять уже в изданных работах. В Московском отделении Архива АН СССР хранятся авторские экземпляры печатных трудов ученого с исправлениями и пометками, сделанными его рукой. При этом, наряду с исправлением допущенных ошибок и опечаток, Циолковский нередко вносил принципиальные изменения и дополнения, являвшиеся, очевидно, результатом его последующих размышлений и вычислений. Время внесения этих поправок и дополнений установить трудно, так как иногда они делались много лет спустя после издания работы. Еще бóльшие сложности представляет переиздание произведений, изданных в Калуге, так как в них при написании формул применялись буквы русского алфавита: скорость снаряда обозначалась буквами Скс, время — Вр, ускорение силы земной тяжести — Уз, плотность газа — Плг,

давление воздуха — Дв и т. д. Кроме того, Циолковский нередко допускал сокращения, отличающиеся от принятых в настоящее время. Например, часто употребляются выражения: скорость 8 кило, ускорение 5 кило, вес 3 кило, давление 6 кило, при этом подразумевается скорость 8 км/сек, ускорение 5 км/сек^2, вес 3 кг, давление 6 кг/см^2.

Все это затрудняет чтение работ Циолковского, а в ряде случаев приводит к неверному пониманию текста.

В настоящем издании работы Циолковского печатаются в том виде, в каком они были опубликованы при жизни ученого, либо оставлены им в рукописях с сохранением терминологии автора, его своеобразной манеры выражений, системы нумерации формул и параграфов и других особенностей его стиля. Допущена лишь необходимая модернизация орфографии и общепринятых сокращений, а также исправлены явные опечатки и искажения. Вставки от редакции даны в квадратных скобках [ ].

В работах, изданных в Калуге, транскрипция формул изменена с русского на латинский алфавит. При этом для обозначения тех или иных величин, как правило, взяты буквенные выражения, применявшиеся в ранее опубликованных работах Циолковского, в которых формулы давались в латинской транскрипции.

Отдельные неясные, ошибочные или спорные места, а также термины Циолковского, отличающиеся от ныне принятых, оговорены в комментариях, которые помещены в конце книги; ссылки на них даны цифрами [1], [2], [3]...В комментариях даны также позднейшие дополнения и изменения, внесенные ученым в авторский экземпляр печатных работ.

При составлении комментариев были учтены замечания, сделанные редакторами предыдущих изданий произведений К. Э. Циолковского — Ф. А. Цандером, М. К. Тихонравовым, Н. Я. Фабрикантом и А. А. Космодемьянским.

Публикуемый в настоящем томе текст произведений Циолковского взят нами из следующих источников:

Свободное пространство.	Рукопись. Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 31.
Давление жидкости на равномерно движущуюся в ней плоскость.	Труды отделения физических наук Общества любителей естествознания, т. IV. М., 1891.
Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина.	«Наука и жизнь», 1894, № 43—46.
Первое описание К. Э. Циолковским его аэродинамической трубы.	Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 4.
Давление воздуха на поверхности, введенные в искусственный воздушный поток.	«Вестник опытной физики и элементарной математики», Одесса, 1898, № 269, 270; 1899, № 271, 272.
Сопротивление воздуха и воздухоплавание.	«Научное обозрение», 1902, № 5.

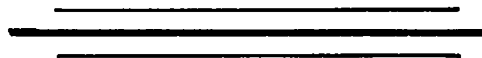
Исследование мировых пространств реактивными приборами.	«Научное обозрение», 1903, № 5.
Исследование мировых пространств реактивными приборами.	«Вестник воздухоплавания», 1911, № 19—22; 1912, № 2, 3, 5—7, 9.
Исследование мировых пространств реактивными приборами (дополнение к I и II части труда того же названия).	Отдельное издание. Калуга, 1914.
Космический корабль.	Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 46.
Исследование мировых пространств реактивными приборами.	Отдельное издание. Калуга, 1926.
Космическая ракета. Опытная подготовка.	Отдельное издание. Калуга, 1927.
Труды о космической ракете (1903—1929 гг.).	Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 60.
Новый аэроплан.	Отдельное издание. Калуга, 1929.
Космические ракетные поезда.	Отдельное издание. Калуга, 1929.
Реактивный аэроплан.	Отдельное издание. Калуга, 1930.
Стратоплан полуреактивный.	Отдельное издание. Калуга, 1932.
Достижение стратосферы.	Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 75.
Звездолет.	«Знание — сила», 1932, № 23-24.
Звездолет с предшествующими ему машинами.	Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 86.
Снаряды, приобретающие космические скорости на суше или воде.	Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 93
Наибольшая скорость ракеты.	Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 105

Отбор произведений и составление тома были проведены академиком А. А. Благонравовым, ученым секретарем комиссии по разработке научного наследия К. Э. Циолковского Б. Н. Воробьевым и кандидатом технических наук В. Н. Сокольским. В подготовке тома принимал участие академик А. Ю. Ишлинский.

Подготовка текста была проведена сотрудниками Института истории естествознания и техники АН СССР И. В. Баландиной, В. Ф. Буравлевым, И. У. Калининым, В. К. Кузаковым и К. А. Леонтьевой, под руководством кандидата технических наук С. А. Соколовой.

Вводная часть редакционного предисловия написана академиком А. Ю. Ишлинским; статья «К. Э. Циолковский как ученый» — академиком А. А. Благонравовым; краткая научная биография К. Э. Циолковского — В. Н. Сокольским; библиография печатных трудов К. Э. Циолковского — Б. Н. Воробьевым.

При подготовке к изданию данного тома большую помощь оказали научные сотрудники Московского отделения Архива АН СССР Н. С. Романова и Н. Е. Новикова.




ИЗБРАННЫЕ ТРУДЫ * К.Э.ЦИОЛКОВСКИЙ *

[ИЗ РУКОПИСИ «СВОБОДНОЕ ПРОСТРАНСТВО»]

28 Марта 1883 г.
Утро

КРИВОЕ ДВИЖЕНИЕ С ПОМОЩЬЮ ГАЗА ИЛИ ЖИДКОСТИ ИЛИ ДАЖЕ ТВЕРДОЙ ОПОРЫ [1]

Когда у тела бесчисленное множество опор, от которых данное тело отталкивается непрерывно, то тело изменяет свое движение непрерывно, так что путь его может иметь вид кривой линии. Скорость тела также при этом изменяется непрерывно и может быть ускорительной или замедлительной.

Положим, что дана бочка, наполненная сильно сжатым газом. Если отвернуть один из ее тончайших кранов, то газ непрерывной струей устремится из бочки, причем упругость газа, отталкивающая его частицы в пространство, будет так же непрерывно отталкивать и бочку.

Результатом этого будет непрерывное изменение движения бочки.

Если, напр[имер], бочка была неподвижна, а отталкивание газа происходит по линии, соединяющей свободный центр инерции тела с отверстием крана, или если бочка имела прямое движение, совпадающее с направлением отталкивания газа, то бочка будет иметь от действия газа прямое ускорительное или замедлительное движение. А если бочка имела движение, не совпадающее с направлением отлетающих частиц газа, то движение ее будет параболическое, предполагая, что газ отталкивается с постоянной силой и в постоянном количестве. Посредством достаточного количества кранов (шести) можно так управлять выхождением газа, что движение бочки или полого шара будет совершенно зависеть от желания управляющего кранами, т. е. бочка может описать какую угодно кривую и по какому угодно закону скоростей. Может, напр[имер], равномерно

описывать окружность, хотя притягивающей центральной силы и не будет. Во всяком случае, общий свободный центр тела и отлетающих молекул газа всегда сохранит свое первоначальное движение или свой первоначальный покой. Изменение движения бочки возможно только до тех пор, пока не вышел из нее весь газ. Но так как потеря его идет непрерывно и при средних условиях эта потеря пропорциональна времени, то и движение может быть произвольным только ограниченное время — минуту, час, день, а затем оно делается прямолинейным — равномерным. Вообще, кривое — равномерное движение или прямолинейное неравномерное движение сопряжено в свободном пространстве с непрерывной потерей вещества (опоры). Также ломаное движение сопряжено с периодической потерей вещества.

29 марта
Утро

Впрочем, если главное тело и опоры соединены между собой тонкими и длинными нитями, то хотя движение тел и будет более или менее ограничено, смотря по длине нитей, но все же опоры и главное тело вновь могут быть соединены в одну кучу.

При этом свободные центры тел остановятся и окажутся на прежнем месте; или же все будут иметь прежнее равномерное и прямое движение, какое они имели до своего взаимодействия.

Теорема. Всякое тело, большие или малые твердые части которого могут притягивать и отталкивать друг друга,— всякое такое пластичное (вначале неподвижное) тело может принять любую форму и в любом направлении.

30 марта
Утро

О ПАРАЛЛЕЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ

Я говорил до сих пор только о параллельном движении, т. е. о таком, какое, напр[имер], имеет земная ось в продолжение года, о таком движении в свободном пространстве, при котором все точки тела двигаются совершенно одинаково. Это значит, что траектории их равны и скорости в каждый данный момент одинаковы по величине и направлению. Если, напр[имер], одна какая-нибудь точка описывает эллипс, то и все остальные точки описывают совершенно равные эллипсы; притом скорости точек будучи, может быть, в различные времена различны, в один и тот же момент тождественны.

Но кроме этого параллельного движения, точки, хотя бы и неизменяемого по форме твердого тела, могут описывать в свободном пространстве различные пути и с различными скоростями даже в один и тот же момент. Таково движение вращательное и циклоидальное. Этим последним именем я назову смесь движений вращательного и параллельного. Напр[имер], движение планет я назову циклоидальным. Циклоидальные движения могут быть, конечно, очень разнообразны: прямое циклоид[альное] дв[ижение], круговое и проч. и проч.

ВРАЩАТЕЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ. УСТОЙЧИВОЕ ВРАЩЕНИЕ

Укрепим неподвижно две какие-нибудь точки тела. Если теперь тело посредством силы будет приведено в движение, то это движение и будет вращательным. Прямая, проходящая через эти укрепленные, неподвижные точки, называется осью; она также неподвижна.

Все точки, лежащие вне этой оси, описывают окружности. Чем дальше отстоят точки от оси, тем скорости их больше и тем самые пути их больше. Точки, находящиеся на равном расстоянии от оси, описывают равные окружности и, для данного момента времени, с одной скоростью.

Вращательное движение называется равномерным, если точки, равноотстоящие от оси, двигаются равномерно, т. е. когда эти точки в равные времена проходят равные линии одинаковой длины или когда тело в равные времена поворачивается на одно и то же число градусов. В свободном пространстве вращательное движение может совершаться и вокруг неукрепленной оси, свободно висящей в пространстве. Такую ось проще всего назвать свободной. О таком-то вращательном движении твердого тела вокруг свободной оси я и поговорю.

Не всякая прямая, проведенная через тело, есть свободная ось, т. е. не вокруг всякой неукрепленной прямой может вращаться свободное тело. Известно, что вращение маховых колес у машин иногда сопровождается дрожанием оси и самой машины. Это бывает тогда, когда фактическая ось маховика не совпадает с его свободной осью. Дрожание маховика — это стремление его вращаться вокруг его свободной оси, которой его лишили насилием.

СВОБОДНЫЕ ОСИ

Свободная ось должна проходить через свободный центр тела, или через центр его тяжести.

В каждом теле не менее трех свободных осей, взаимно-перепендикулярных. Но может быть только три. Может быть и больше трех. Может быть и бесчисленное множество; так, в шаре всякий диаметр — свобод-

ная ось. Можно легко вообразить тело, которое бы имело данное число свободных осей, но не менее трех. Свободная ось иногда лежит вне вещества данного тела, и тогда ее можно назвать невещественной. Напр[имер], в кольце, в пустой кадке без дна есть такие оси.

После я скажу о свободных осях и вращении изменяемых (пластичных) по форме тел (мягких); а также об осях системы нескрепленных тел.

Если не укрепленное и не подпертое ничем тело приобрело каким бы то ни было способом в свободном пространстве вращательное движение вокруг свободной оси, то это движение, без вмешательства сил будучи не иначе, как равномерным, никогда не может само собой прекратиться. Наоборот, если твердое тело не имело вращательного движения, то оно, само собой, никогда не приобретет его.

1 апреля 1883 г.
Утро

СПОСОБ С ПОМОЩЬЮ НЕПОДВИЖНОЙ ОПОРЫ СООБЩАТЬ УСТОЙЧИВОЕ ВРАЩЕНИЕ ТЕЛУ

Вращательное движение вокруг неукрепленной оси можно сообщить телу различными способами.

Можно, напр[имер], если есть неподвижная опора, укрепить какие-нибудь две точки, лежащие на свободной оси данного тела, и затем заставить произвольную силу сообщить телу движение вокруг этих точек.

Если, по прекращении действия силы, принять осторожно те два острия, которые удерживали ось в неподвижности, то данное тело приобретет равномерное вращательное движение вокруг свободной неподвижной и ничем не укрепленной оси.

Этот способ годится, когда свободная ось вещественна, т. е. когда несколько точек свободной оси лежат в веществе данного тела. Но можно сообщить вращательное движение телу, и не укрепляя предварительно свободную ось.

Вообразим прямую, перпендикулярную к свободной оси; вообразим на ней две точки, равноотстоящие от оси; проведем плоскость через прямую и ось.

Вообразим теперь, что на взятые две точки действуют равные, но противоположные силы по направлению, нормальному к этой плоскости.

То [по] прекращении их действия тело приобретет равномерное вращательное движение вокруг свободной неукрепленной оси. Этот метод применяется для тех тел, которые не имеют вещественной оси.

Одним словом— телу можно сообщить устойчивое вращение также парой сил (специальный термин).

2 апреля

ВРАЩЕНИЕ НЕУСТОЙЧИВОЕ

Впрочем, если даже заставить вращаться тело вокруг несвободной материальной оси, но только проходящей через центр тяжести, то и тогда тело после освобождения делает несколько колебаний и начинает вращаться вокруг свободной неукрепленной и неподвижной оси. При этом только работа вращения уменьшается и пропавшая часть ее обращается в частичные силы (тепло...). Иное вращательное движение без влияния постоянно действующих сил и невозможно в свободном пространстве.

Такое вращение вокруг несвободной оси можно назвать неустойчивым, потому что оно более или менее скоро превращается в устойчивое.

СООБЩЕНИЕ УСТОЙЧИВОГО ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ ПОСРЕДСТВОМ ПОДВИЖНОЙ ОПОРЫ

Представим себе два неподвижных, разделенных, ничем не связанных тела, и пусть одно из них, каким бы то ни было способом, но не иначе, как при посредстве другого тела, играющего роль опоры, приобретет вращательное движение; тогда другое тело приобретет противоположное вращение. Оси свободные могут принять произвольные (желаемые) положения, но должны быть параллельны, в противном случае вращение неустойчиво и должно само собой превратиться в устойчивое, причем пропавшая часть работы превращается в тепло; если же телам устройство препятствует принять параллельное относительно осей положение, то тела совсем постепенно останавливаются и нагреваются. Только посредством неподвижной [оси] можно сообщить непараллельное движение телам.

Скорости же тел могут быть и равны и различны.

Под скоростью же вращательного движения твердого тела я подразумеваю скорость точек этого тела, находящихся на расстоянии единицы от оси. Это то же, что угловая скорость. Отношение между такими скоростями зависит от формы и массы данных тел. Чем больше масса тела и чем далее отстоят от оси его частицы, тем труднее оно приходит в движение и тем менее угловая скорость, приобретаемая им. И наоборот.

ИНЕРЦИЯ ВРАЩЕНИЯ

Суммой моментов инерции, или просто моментом инерции, и называют ту силу, которая, действуя на расстоянии единицы от оси, в состоянии сообщить точкам твердого тела, находящимся на расстоянии единицы от оси, скорость, равную — в конце секундного действия силы — единице.

Отношение угловых скоростей равняется обратному отношению моментов инерции.

$$\frac{\omega_2}{\omega_1} = \frac{\text{Момент инерции первого тела}}{\text{Момент инерции второго тела}}.$$

Я сказал, что момент инерции зависит от расположения массы, поэтому хотя масса опоры может быть незначительна, однако момент инерции ее или сопротивление вращательному движению может быть произвольно громадно, так что, в пределе, [она] может считаться даже неподвижной массой. В параллельном движении (прямом) сопротивление (инерция прямого параллельного движения) зависит только от массы, которой оно пропорционально, и нисколько не зависит от формы вещества. Во вращательном движении инерция зависит от расположения массы относительно оси.

3 апреля 1883 г
Утро

СПОСОБ СООБЩАТЬ УСТОЙЧИВОЕ ВРАЩЕНИЕ ПОСРЕДСТВОМ ПОДВИЖНОЙ ОПОРЫ

Вот как [можно] представить себе способ сообщения двум неподвижным телам устойчивого вращательного движения. Оси параллельны; силы действуют в какой-нибудь плоскости, перпендикулярной к этим осям. 4 точки приложения двух равных и параллельных сил находятся на равном расстоянии от линии, соединяющей оси и лежащей на той плоскости. Сил две: одна стремится сближать свои точки приложения; другая, равная первой,— удалять свои точки приложения. Очевидно, при таких условиях на каждое тело будет действовать пара сил, которая каждому из них сообщит устойчивое вращательное движение. Движения тел — обратные, как движения двух смежных зубчатых колес какой-нибудь машины. Точно так же сообщается устойчивое вращательное движение телам и тогда, когда оси параллельны.

ВРАЩЕНИЕ ЧЕЛОВЕКА

С помощью игрушки — волчка, которому дети сообщают движение пружиной или шнурком, с помощью такого снаряда человек может сообщить себе в свободном пространстве вращательное движение. При этом коробку, в которой заключается пружина, нужно держать крепко в руке так, чтобы свободная ось волчка лежала на одной линии с одной из свободных осей человеческого тела. Если теперь заставить пружину разжиматься, то она сообщит вращение не только волчку, но и человеку. Смотря

по расположению оси волчка, человек может получить вращение вокруг продольной оси своего тела или вокруг одной из двух поперечных.

Если масса волчка в 200 раз меньше массы человека, а момент инерции его в 10 000 раз меньше момента инерции человека, то угловая скорость волчка будет в 10 000 раз меньше угловой скорости человека. И обратно. Так, если волчок делает сто оборотов в секунду, то человек сделает в секунду только $\frac{100}{10\,000} = \frac{1}{100}$ оборота, т. е. целый оборот он сделает в 100 секунд, или в $1\,^2/_3$ минуты.

Такое, по-видимому, медленное вращение, однако, гораздо быстрее вращения Земли, которая оборачивается в продолжение 1440 минут.

Можно и рукой сообщить вращение опоре и вместе с тем собственному, вначале неподвижному телу; но только трудно это сделать так, чтобы при этой манипуляции избегнуть сообщения телам кроме вращательного движения — поступательного.

ОЩУЩЕНИЕ ВРАЩЕНИЯ

При таком медленном вращении, как в предыдущем примере, центробежная сила, происшедшая от этого вращения, так незначительна в сравнении с силой мускулов, что ее можно считать несуществующей. Между тем как при более быстром вращении она не только ощутима (руки вытягиваются в одну линию, ноги раскорячиваются), но даже может повредить человеку — может даже разорвать его на части. Очень медленное вращение легче всего заметить по обратному, кажущемуся вращению окружающих неподвижных тел.

Человеческому глазу совершенно убедительно будет казаться не собственное вращение, но противоположное вращение окружающего черного звездного шара вокруг точек, находящихся на одной прямой с его глазом.

СПОР О ВРАЩЕНИИ ЗЕМЛИ

Ему будет казаться то же, в чем были твердо убеждены [люди] в древние и средние века, которые никак не соглашались признать вращение Земли, а видели только вращение хрустального синего свода. Это было до Галилея, которого они чуть не сожгли за противоречие.

4 апреля
Утро

ВРАЩЕНИЕ ЗДАНИЯ ИЛИ СНАРЯДА

Вообразим неподвижное здание и внутри его различные, тоже неподвижные, предметы. Внутри здания колесо, свободная ось которого совпадает с одной из свободных осей здания, взятого как одно целое вместе с находящимися в нем предметами.

Пусть колесу мускульная или другая сила, находящаяся в здании, сообщит быстрое или медленное вращение; тогда люди в здании тотчас же заметят его вращение по кажущемуся движению звезд, которые спокойно, ровно плывут, чередуясь, перед окнами. Только две звезды кажутся неподвижными; через эти звезды (полярные) проходит прямая линия, параллельная оси вращения здания и составляющая диаметр черного шара.

Если увеличить скорость вращения колеса, то и вращательная скорость здания также увеличится; если уменьшить в 10 раз скорость колеса, то и скорость здания уменьшится в 10 раз.

Если остановить колесо, то и здание остановится; переменить вращение колеса на обратное — и здание поворотится вспять. При определенном положении оси вращения колеса, положение оси вращения здания также неизменно; но ничто не мешает нам повернуть здание вокруг этой оси на желаемое число градусов. Допустим, что момент инерции колеса в 360 раз меньше момента инерции здания; тогда если колесо сделает один полный оборот и остановится, то здание в это время сделает $\frac{1}{360}$ оборота и также остановится. При 90 оборотах колеса здание сделает $\frac{90}{360}$ окружности, или повернется на 90 градусов.

В здании может быть не одно колесо.

Посредством одного колеса можно поворачи[вать] здание вокруг одной его свободной оси; посредством другого колеса —вокруг другой его оси. При описании снаряда для путешествия в свободном пространстве, я покажу, что здание посредством одних внутренних сил и без потери вещества может принять любое положение, но без перемещения свободного центра.

При некоторой ловкости два человека, вначале неподвижные, могут сообщить друг другу силой своих мускулов обратные вращательные движения. Вращение, конечно, будет совершаться вокруг свободных и параллельных осей. В различные моменты этого вращения они то глядят друг на друга, то в противоположные стороны, то в одну сторону. Остановка или замедление одного влекут за собой остановку или замедление другого, и обратно.

8 апреля

УСКОРЕНИЕ, ЗАМЕДЛЕНИЕ И ОСТАНОВКА ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ

Если тело вместе с опорой уже имело одну и ту же угловую скорость вокруг одной и той же свободной оси вращения, то движение это посредством опоры может быть усилено, ослаблено, остановлено и сделано обратным.

При увеличении скорости движения опоры движение снаряда замедляется; и замедляется до тех пор, пока снаряд не остановится; при дальнейшем увеличении скорости вращения опоры движение снаряда делается обратным и скорость этого движения возрастает до тех пор, пока возрастает скорость опоры.

При замедлении вращательной скорости опоры снаряд или другое тело ускоряет свое вращение — ускоряет до тех пор, пока опора не остановится; но и далее, когда вращение опоры делается обратным, движение снаряда продолжает ускоряться по мере ускорения обратного вращения опоры. Вообще тут существует закон: сумма произведений моментов инерции тел на их угловые скорости (или их работы вращения) до и после их взаимодействия одна и та же. Обратная скорость считается отрицательной и самое произведение момента инерции на отрицательную или обратную скорость также — отрицательным.

Этот же закон применяется и в том случае, когда взаимодействующих вращающихся тел столько, сколько угодно. Этот закон вращения аналогичен закону параллельных движений, который гласит: количество движения системы есть величина постоянная или сумма произведений масс на скорости не изменяется.

Вообще количество движения в мире равняется нулю или есть величина постоянная. Живая сила мира — переменная величина.

9 апреля

ОПИСАНИЕ СНАРЯДА. УСТОЙЧИВОСТЬ СНАРЯДА. УСТОЙЧИВОЕ ЦИКЛОИДАЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ (ПРЯМОЕ). НЕУСТОЙЧИВОЕ (КРУГОВОЕ)

Снаряд для путешествия в свободном пространстве, который я сейчас опишу, будет служить для передвижения человека и различных предметов в абсолютной пустоте без пути, т. е. без неподвижной опоры и по желаемому направлению.

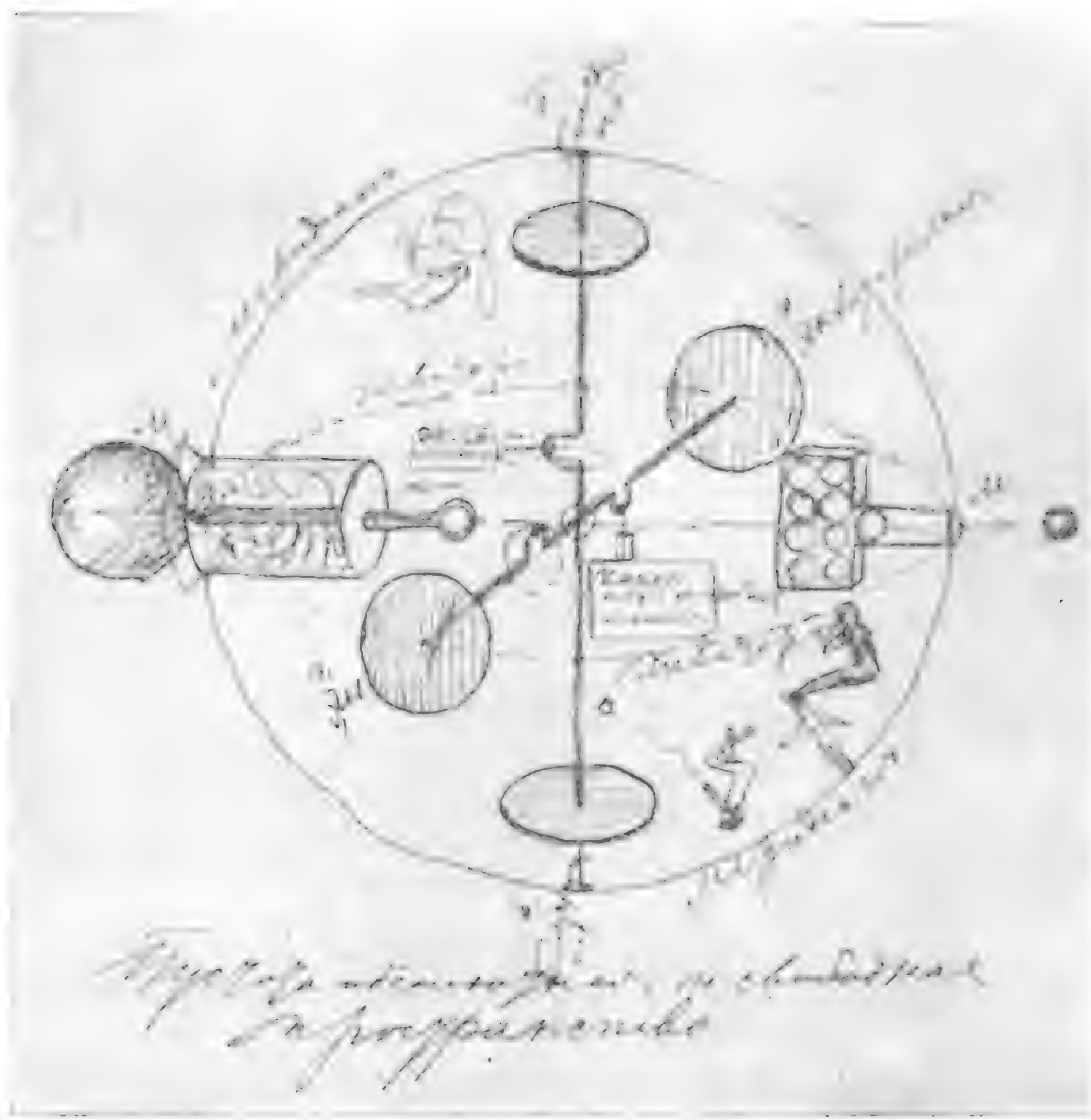
ПУСТОТА АБСОЛЮТНАЯ И СВОБОДНОЕ ПРОСТРАНСТВО

Вообразим железный или стальной шар, могущий выдержать давление заключенного в нем воздуха [см. рис. на стр. 20].

Этот шар снабжен многими круглыми отверстиями: справа, слева, спереди, сзади — со всех сторон.

Отверстия эти, служащие окнами, герметически закрыты толстыми прозрачными стеклами, крепость которых в состоянии выдержать воздушное давление, положим, в сто килограммов на квадратный дециметр.

Эта упругость близка к атмосферной у поверхности Земли (103,4). Снаряд, взятый как одно целое вместе с заключенными в нем одушевлен-



[Рисунок со стр. 104 рукописи «Свободное пространство»]

ными и неодушевленными телами, как и всякое простое или сложное тело, имеет по крайней мере три оси, взаимноперпендикулярных и проходящих через свободный его центр.

Одну из осей ($П$, $П_1$) назовем полярной, другую ($М$, $М_1$) меридиональной, третью ($Э$, $Э_1$) экваториальной.

Через эти оси можно провести три плоскости.

Плоскость, проходящую через две последние оси — меридион[альную] и экваториальную, назовем экваториальной; пересечение ее с шаром — экватором.

Плоскость, проходящую через оси — полярную и меридиональную, назовем меридиональной; пересечение же ее с шаром — меридианом.

Для того чтобы поворотить меридиональную плоскость снаряда, не изменяя положения экваториальной, служит материальная ось, совпадающая с полярной и могущая вращаться вместе с укрепленными концентрически, на ее концах, кругами или колесами (можно и одно колесо).

На том и другом конце меридиональной оси (в плоскости экватора) укреплены два прибора. Один (*М*), вроде пушки, служит для того, чтобы отбрасывать ядро по направлению меридиональной оси.

Другой назначается для того же и имеет также вид толстой трубы с соответствующим ядром значительной величины и плотности.

Это ядро отбрасывается уже не порохом или другим взрывчатым веществом, как в первом снаряде, а менее значительной силой, напр[имер] пружиной или силой руки, причем к ядру этому прикреплена нить большой длины, которая не позволяет ему удаляться в бесконечность, между тем как каждое выброшенное ядро первой пушки пропадает для путешественников навеки, если только не будет поймано другими путешественниками и возвращено.

Пушка служит для перемещения всего снаряда по прямой линии на неопределенно большое расстояние; второй же прибор служит для удаления путешественников на незначительные расстояния — насколько позволяет длина нити, с помощью которой ядро притягивается обратно на прежнее место, точно так же как и сам снаряд.

Посредством этих приборов (пушки) передвижение возможно только по одному направлению.

Полярная ось с кругами дает возможность поворачиваться шару вокруг этой оси и вместе с тем поворачивать меридиан и оба прибора, которые все-таки остаются в плоскости экватора.

Силой руки или какой-[нибудь] машинки я заставляю поворачиваться ось с кругами; вследствие этого поворачивается и шар, но в противоположную сторону и до тех пор, пока силой руки, машины или по инерции движется полярная ось.

Когда пушка прошла по экватору желаемое число градусов, я мгновенно останавливаю ось — останавливается и шар с пушкой и меридианом.

Теперь остается выпалить, и шар с путешественниками помчится в беспредельной плоскости экватора по желаемому направлению.

Чтобы иметь возможность поворачивать самый экватор (шара) или пушку в меридиональной плоскости, служит такая же ось с кругами, как и полярпая, но совпадающая с экваториальной осью.

С помощью полярной оси пушка приобретает любое положение в плоскости экватора, с помощью же экваториальной оси — любое положение в плоскости меридиана. Первая ось поворачивает меридиан шара, вторая — экватор его.

Очевидно, с помощью этих двух осей пушке можно дать в пространстве всякое положение, и, следовательно, шар может двигаться во всяком направлении. Движения пушки сходны с движениями трубы теодолита. Как трубу этого последнего можно направить на любую звезду, так и пушке можно дать желаемое направление и отправить шар с путешественниками к любой звезде.

ДОСТИЖЕНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ СНАРЯДА ДЛЯ ПУТЕШЕСТВИЯ В АБСОЛЮТНОЙ ПУСТОТЕ СВОБОДНОГО ПРОСТРАНСТВА

Если масса шара не очень велика в сравнении с массой находящихся в нем людей, то всякие движения последних вызывают также и движения шара. Движения тем более неправильны, чем неправильнее передвижение находящихся в нем предметов. Ненужное поворачивание шара, вследствие этой причины, влечет за собою ненужное поворачивание пушки. Во всяком случае, это ненужное поворачивание может быть произвольно ослаблено.

Дело в том, что чем скорее вращается диск, тем труднее действием силы изменить определенным образом его ось вращения или плоскость вращения.

Всякие силы, действующие не по направлению к центру тела, стремятся сообщить ему вращение. Если же это тело будет очень быстро вращаться, то подобного рода силы приблизительно не изменят оси вращения, но сообщат ей, может быть, параллельное движение.

Представим себе, что в шаре для путешествия имеются два быстро вращающихся кружка, оси которых или плоскости которых взаимноперпендикулярны (или только наклонны).

Тогда неправильные (не центральные) действия сил на шар, в веществе которого вращаются оси с кружками, сообщают приблизительно и шару, и осям только параллельное движение, а не вращательное. Таким образом, посредством особой пары кружков достигается тем большая устойчивость шара, чем быстрее они вращаются. С помощью неподвижной опоры можно сообщить им быстрое движение без поворачивания шара. Впрочем, и посредством неподвижной опоры можно достигнуть того же. В таком случае устойчивость достигается двумя парами кружков. У каждой пары кружков оси или совпадают, или параллельны, а самые кружки вращаются в противоположные стороны.

Если представим, что в центре описанного шара для путешествия в абсолютной пустоте свободного пространства оси разделяются пополам и каждая половина со своим диском может вращаться независимо от других половинок, то получим снаряд, который может не только направиться туда, куда желают находящиеся в нем, но и принять большую или малую устойчивость.

Действительно, давши пушке определенную (желаемую) широту и долготу, как было описано, после чего кружки останавливаются, сообщим теперь им противоположные и равные угловые скорости (если их моменты инерции равны).

От этого пушка не изменит свое направление, но получит вместе с шаром тем бóльшую устойчивость, чем быстрее вращение кружков, скорость которых, конечно, произвольна, лишь бы их не разорвала центробежная сила.

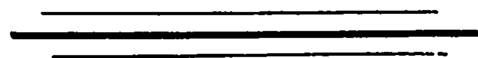
УСТОЙЧИВОЕ ЦИКЛОИДАЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ

Смесь прямого движения с вращательным образует прямое циклоидальное движение. Не центральное действие силы на свободное тело всегда вызывает такое движение после действия силы.

Вот практическое представление этого движения. Пусть на Земле в вагоне находится тело, имеющее равномерное вращение вокруг укрепленной свободной оси тела! Допустим теперь, что вагон имеет прямое — равномерное движение по какому-нибудь направлению, тогда тело, вращающееся в вагоне, будет иметь прямое циклоидальное движение, точно так же, как и все его точки, за исключением точек оси, которая будет иметь прямое равномерное движение. Относительно вагона движение будет, конечно, вращательное, но относительно пути, по которому он (вагон) движется — циклоидальное.

Такие-то прямые — циклоидальные движения совершаются в свободном пространстве, только без вагонов и укрепленных осей. Если плоскость вращения тела параллельна движению оси, то каждая точка тела будет описывать циклоиду, расположенную на плоскости. Это — плоская циклоида; так движется колесо катящейся телеги.

Если же плоскость вращения не параллельна движению осевых точек, то каждая точка тела будет описывать циклоиду, расположенную на эллиптическом цилиндре или, если эта плоскость перпендикулярна направлению прямого движения, на круглом цилиндре. В последнем случае точки описывают всем известные винтовые линии.



ДАВЛЕНИЕ ЖИДКОСТИ НА РАВНОМЕРНО ДВИЖУЩУЮСЯ В НЕЙ ПЛОСКОСТЬ

Равномерное и прямолинейное движение плоскости [1] мы разложим на два слагающих движения, одно из которых — по направлению самой плоскости — мы будем называть, для краткости, параллельным, а другое, перпендикулярное к ней, — нормальным.

При одном нормальном установившемся движении (V_n), давление, производимое жидкостью на плоскость, выражается формулой

$$F = \frac{ks_1 \cdot d}{g} \cdot V_n^2, \qquad (1)^{[2]}$$

в которой F означает давление, k — поправочный коэффиц[иент], меньший единицы, s_1 — площадь пластинки, d — плотность жидкости, g — ускорение тяжести и V_n —нормальную скорость пластинки; определение давления по этой формуле дает величины, весьма близкие к тем, которые получаются из опытов (ошибка не более $^1/_{10}$) с помощью вращательных приборов.

Но пока движение плоскости и окружающей ее среды еще не установилось, т. е. не сделалось однообразным, давление не может быть определяемо формулой (1).

Определим сначала работу пластинки, необходимую для сообщения среде однообразного движения [3]. Относительно характера этого движения жидкости мы должны принять какую-нибудь гипотезу, которую, разумеется, будем считать настолько вероятной, насколько выводы, вытекающие из нее, оправдаются опытом.

Вот одна из этих гипотез о движении несжимаемой среды в том случае, когда пластинка имеет форму круга (фиг. 1).

Наибольшую скорость приобретают частицы, лежащие близ движущейся плоскости, причем движение частиц спереди и сзади плоскости имеет одно направление: передние частицы гонятся вперед, задние увле-

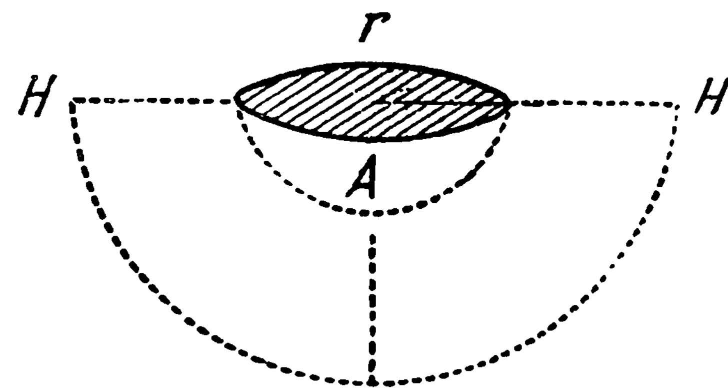
каются по тому же направлению, вследствие разрежения там воздуха. Мы допустим, что сфера жидкости, облекающая пластинку как свой большой круг, имеет однообразную скорость, равную скорости пластинки; частицы этой сферы толкают и увлекают другие части жидкости, далее лежащие; но так как пространство, или, так сказать, русло их постепенно расширяется, то и скорость частиц жидкости тем более уменьшается, чем далее они расположены от движущейся плоскости.

На этом основании (фиг. 1), означая радиус площади через r, радиус какого-нибудь сферического слоя жидкости через H, его скорость через V, а скорость пластинки через V_n, найдем:

$$V = \frac{V_n \cdot \pi r^2}{2\pi H^2} = V_n \cdot \frac{r^2}{2H^2}, \qquad (2)^{[4]}$$

ибо, очевидно, что скорость слоя H во столько раз меньше скорости пластинки, во сколько поверхность слоя больше поверхности пластинки.

Что касается до увлечения задних частей жидкости движением, подобным движению передних толкающих частиц, то это легко видеть не только из опыта, но и теоретически. В самом деле, пусть плоскость сделала некоторое передвижение вперед; тогда, если бы жидкость не имела упругости и притом была бы помещена в среде, свободной от тяжести, — сзади плоскости, на величину ее передвижения, осталась бы брешь — пустота и увлечение жидкости пластинкой не существовало бы; но так как жидкость, в обыкновенных условиях, имеет тяжесть, не говоря уже об упругости, то она тотчас же и занимает образованную сзади плоскости пустоту. За первым задним слоем таким же образом увлекается следующий и т. д., — совершенно подобно тому, как и передние слои жидкости толкают друг друга.



Фиг. 1

Дифференциал определяемой нами работы T движения жидкости равен

$$dT = dm \cdot \frac{V^2}{2g}, \qquad (3)$$

где dm есть масса сферического слоя толщиною в dH; но

$$dm = 4\pi H^2 \cdot dH \cdot d, \quad \text{а} \quad V = V_n \cdot \frac{r^2}{2H^2};$$

следовательно:

$$dT = \frac{\pi \cdot d}{2g} \cdot V_n^2 \cdot \frac{r^4}{H^2} \cdot dH. \qquad (4)$$

Интегрируя это уравнение, найдем:

$$T = \frac{-\pi d \cdot V_n^2}{2g} \cdot \frac{r^4}{H} + C, \tag{5}$$

где C есть постоянное.

Если $H = r$, то работа T равна той, которая необходима, чтобы сообщить сфере A (фиг. 1) постоянную скорость V_n; стало быть:

$$\frac{4}{3}\pi r^3 \cdot d \cdot \frac{V_n^2}{2g} = \frac{-\pi \cdot d \cdot V_n^2}{2g} \cdot r^3 + C; \tag{6}$$

из двух последних уравнений получим:

$$T = \frac{\pi d}{2g} \cdot r^3 V_n^2 \left(1 - \frac{r}{H}\right) + \frac{2\pi \cdot d}{3g} \cdot r^3 V_n^2. \tag{7}$$

Чтобы определить работу всей бесконечной окружающей плоскость жидкости, надо тут положить $H = \infty$; тогда найдем:

$$T = \frac{7}{6} \cdot \frac{\pi \cdot d}{g} \cdot r^3 V_n^2. \tag{8}$$

Зная работу T и передвижение плоскости, можно узнать и среднее давление на нее [5] .

Но прежде чем применять последнее уравнение к определению давления на плоскость при сложном ее движении (т. е. параллельном и нормальном), необходимо установить следующие положения:

а) Как теория, так и опыт показывают, что давление на плоскость, при нормальном ее движении, почти строго пропорционально ее площади, независимо от формы последней.

б) Точно так же теория и опыт показывают, что работа T в первый момент нормального движения плоскости выражается уравн[ением] (8) независимо от ее формы, лишь бы плоскость была не очень продолговата; на этих двух основаниях, теорию которых я тут выпускаю за недостатком места, формулу (8) можно применить и к прямоугольнику $(a \cdot b)$, не очень, однако, продолговатому; для этого заменим в ней $\pi \cdot r^2$ и r из выражений

$$\pi r^2 = s_1, \quad \text{и} \quad \pi r^2 = ab, \quad \text{откуда} \quad r = \sqrt{\frac{ab}{\pi}};$$

получим:

$$T = \frac{7}{6} \cdot \frac{d}{g} \cdot s_1 \sqrt{\frac{ab}{\pi}} \cdot V_n^2. \tag{9}$$

Определим теперь давление воздуха или, вообще, жидкости на прямоугольник, одна сторона (a) которого перпендикулярна параллельному его движению, а другая (b) параллельна ему.

Если бы он имел одну нормальную скорость (V_n), то работа приобретения ее (в малый промежуток времени) выразилась бы уравнением (9). Но он, кроме того, имея параллельную скорость V_p, прошел пространство V_p в направлении, перпендикулярном к прежнему, и потому его секундная работа должна быть во столько раз больше работы по формуле (9), во сколько скорость параллельная V_p больше ширины b прямоугольника, по направлению которой совершается это движение. Действительно, при одной нормальной скорости прямоугольник сообщает известное движение воздуху близ площади величиною в $a \cdot b$; при поступательном же движении тот же прямоугольник в одну секунду сообщает то же движение воздуху близ поверхности длиною в V_p и шириною в a, т. е. пространству величиною в $V_p \cdot a$, которое больше предыдущего в $\frac{V_p \cdot a}{a \cdot b} = \frac{V_p}{b}$ раз. (10)

Каждую часть этой воздушной полосы $V_p \cdot a$ прямоугольник давил и увлекал, хотя и короткое время, но с определенною скоростью, равной нормальной скорости твердой пластинки, и потому неизбежно сообщил ей, т. е. полосе, некоторое движение.

Итак, обозначая нормальное давление на плоскость, производимое этой причиной, через F, найдем, на основании форм[ул] (9) и (10), что секундная работа равна

$$F \cdot V_n = \frac{7d}{6g} \cdot s_1 \cdot V_n^2 \sqrt{\frac{ab}{\pi}} \cdot \frac{V_p}{b}, \tag{11}$$

откуда

$$F = \frac{7ds_1}{6\sqrt{\pi} \cdot g} \cdot \sqrt{\frac{a}{b}} \cdot V_n V_p. \tag{12}$$

Вводя во вторую часть этого уравнения множителем поправочный коэффициент k, ввиду не полной строгости вывода (10) и ограниченности положения (10), и прибавляя к полученному выражению давления (12) давление ординарное (1), происходящее при одном нормальном установившемся движении, получим:

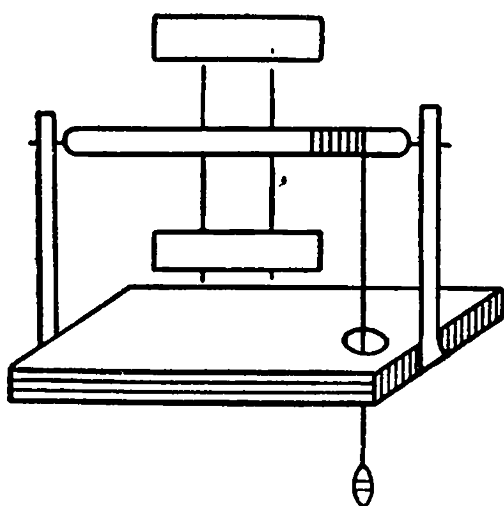
$$F = \frac{ks_1 \cdot d}{g} \cdot V_n^2 \left\{1 + \frac{7}{6\sqrt{\pi}} \cdot \sqrt{\frac{a}{b}} \left(\frac{V_p}{V_n}\right)\right\}. \tag{13}$$

Прежде чем указывать на значение этой формулы в науке, я считаю необходимым проверить ее посредством опытов.

Прибор, которым мы намерены произвести эту поверку, состоит из небольшого станка с вращающейся на нем горизонтальной осью. В пер-

пендикулярном направлении к оси укреплены на ней две тонкие проволоки, на концы которых можно надевать разной величины и продолговатости прямоугольные пластинки из плотной бумаги, так что ось тогда получает два прямоугольных и симметрично расположенных крыла (фиг. 2), лежащих в одной с ней плоскости. Ось и крылья могут некоторое время вращаться посредством намотанной на ось нитки, разматываемой тяжестью груза.

На этом приборе легко видеть, как увеличивается сопротивление воздуха при увеличении параллельной скорости крыла, которая, действуя на тонкие ребра крыла, по-видимому, не должна бы оказывать никакого влияния на скорость вращения крылатки.



Фиг. 2

Для этого я беру ее в руки и пускаю в действие груз—крылья вертятся с известною скоростью; если теперь, во время этого вращения, я начинаю идти с прибором в руках, стараясь, чтобы мое движение было параллельно оси прибора, то вращение, очевидно, замедляется и даже почти останавливается, если скорость поступательного движения увеличить (груз был в 2 г, ширина крыльев — около 4 см, длина — около 5 см; таково же и ближайшее расстояние их до оси).

Но для производства точных опытов нужно составить несколько вспомогательных формул применительно к нашему прибору (фиг. 2).

Означая давление воздуха на одно крыло через F, расстояние центра давления до оси — через R, радиус оси — через r и груз — через P, найдем условие равномерного движения крыльев:

$$2FR = rP. \tag{14}$$

Если крылья в течение времени t сделали n полных оборотов, причем нить размоталась на длину L, то:

$$2\pi Rn = V_n \cdot t \tag{15}$$

и

$$2\pi rn = L. \tag{16}$$

Выключая из уравнения (14) R и r посредством этих уравнений и F — посредством уравнения (13), получим:

$$\frac{4s_1\pi d}{gt} \cdot R^2 n \left\{\frac{2\pi Rn}{t} + \frac{7k}{6\sqrt{\pi}}\sqrt{\frac{a}{b}} \cdot V_p\right\} = \frac{PL}{2\pi n}. \tag{17}$$

Зная, что $s_1 = ab$ и решая это уравнение относительно t, найдем время развертывания нити [длиною] L под влиянием различных грузов:

$$t = \frac{14dn^2R^2}{3PLg} \cdot \sqrt{\pi^3 \cdot a^3b} \cdot V_p \cdot k +$$

$$+ \sqrt{\pi^3 \cdot a^3b} \cdot \sqrt{\frac{196 \cdot d^2n^4R^4}{9P^2L^2g^2} \cdot V_p^2k^2 + \frac{16dn^3R^3}{PLga^2}}. \qquad (18)$$

Применим эту формулу для поверхностей не очень продолговатых, когда k можно положить равным единице; положим, например:

$$a = 5\,\text{см}, \qquad b = 5\,\text{см},$$

$$d = 0{,}0013, \qquad n = 10, \quad R = 10\,\text{см}, \qquad V_p = 100\,\text{см [в сек.]}, \qquad (19)$$

$$L = 21\,\text{см}, \; g = 980\,\text{см [в сек}^2\text{.]},$$

тогда вычислим ряд времен в зависимости от ряда принятых грузов (P) путем теории.

Придавая затем крыльям прибора (фиг. 2), удовлетворяющего условиям (19), вращение, посредством того же ряда грузов, и приводя в то же время прибор в поступательное движение со скоростью 100 см в 1 секунду — по направлению оси вращения крыльев, — и замечая время развертывания нити, получим также ряд времен, но путем опыта; то и другое вместе составит следующую таблицу (20):

Таблица 20

P	t вычис[ленное]	t опыт[ное]	P	t вычис[ленное]	t опыт[ное]
1	90,6	91	7	18,0	18
2	47,2	47	8	16,3	16
3	34,8	35	9	15,0	15
4	27,6	28	10	13,9	14
5	23,0	23	20	8,6	9
6	20,1	20			

Первый вертикальный столбец ее показывает грузы в граммах, второй — время по вычислению (18), третий — время из опыта. Мы видим из нее, что часть нашей теории оправдывается достаточно.

Остается проверить влияние на давление F продолговатости $\frac{a}{b}$ крыла, выражаемое уравн[ением] (13).

Из формулы (18), представляющей последствия этого закона, можно заметить, что время развертывания нити прибора, при постоянном грузе P и для поверхностей мало продолговатых, когда $k = 1$, пропорционально квадратному корню из ширины b крыла, или, при постоянной длине a его, обратно пропорционально квадратному корню из продолговатости $\frac{a}{b}$ крыла. Этим выводом из уравн[ения] (18) мы воспользуемся для проверки (13) в отношении продолговатости пластинки. Для этого я вырезывал пластинки разной продолговатости и последовательно надевал их на спицы прибора. Из многих опытов привожу одну таблицу (№ 21):

Таблица 21

$в$	1 1/4	2 1/2	5	10	15	20
$\frac{a}{в}$	4	2	1	1/2	1/3	1/4
t[опытн.].	13	24	35	53	67	80
t [вычисл.]	17 1/2	25	35	50	60	70

первая горизонтальная строка ее показывает ширину b пластинки (или длину по направлению оси) в сантиметрах, при неизменных размерах a по направлению перпендикулярному (5 см); вторая указывает продолговатость $\frac{a}{b}$ вращающихся прямоугольников; третья — время t из опыта в секундах, при постоянном грузе P в 3 г и при прочем, по условиям (19); наконец, четвертая — время развертывания нити по вычислению из формулы (18), предполагая, что $k = 1$. Из сравнения времен этой таблицы мы видим, что результаты опыта тем ближе к результатам теории, чем менее продолговатость пластинки, или, вернее, чем форма ее ближе к форме квадрата.

Подставляя в уравн[ение] (17) последовательно размеры пластинки и соответствующие времена табл[ицы] (21), полученные из опыта, полагая постоянно P — 3 г, а прочее по условиям (19), найдем из этого уравнения (17) ряд величин для коэффициента k, который нетрудно тогда выразить известными способами эмпирической формулой. Формула эта оказывается весьма простого вида, именно:

$$k = \frac{9}{7 + 2\left(\frac{a}{b}\right)}. \tag{22}$$

Вычисляя времена по уравн[ению] (18) и полагая при этом k, согласно (22), получим ряд времен — 13, 23, 35, 53, 68, 79, — весьма близких к временам, полученным из опыта (табл. № 21, 3-я гориз. строка).

Не могу не привести тут один мой опыт, весьма ярко указывающий громадное влияние продолговатости на давление воздуха, или на время развертывания нити. Канвою для этого опыта послужит нам форм[ула] (18) или формула (13), которые упрощаются, когда груз P невелик или когда скорость вращательного V_n движения невелика в сравнении со скоростью поступательного V_p движения прибора; тогда вместо ур[авнения](13) получим:

$$F = \frac{7ds_1}{6\sqrt{\pi g}} \cdot \sqrt{\frac{a}{b}} \cdot V_n V_p, \tag{23}$$

а вместо уравн[ения] (18)

$$t = \frac{28\, dn^2 R^2}{3P \cdot Lg}\, a \sqrt{\pi^3 (ab)}\, V_p \cdot k. \tag{24}$$

Из последнего равенства видно, что при постоянной площади ab прямоугольника и при прочих одинаковых условиях время развертывания нити пропорционально a, т. е. длине его по направлению, перпендикулярному к оси. Поэтому, если напр[имер], дан прямоугольник, одна сторона которого вдвое более другой, и он в двух последовательных опытах расположен двумя способами — один раз длинною стороною поперек оси, а другой раз — длинною стороною вдоль ее, то и время развертывания в первом случае будет вдвое более, чем во втором, хотя бы центр давления и находился в обоих опытах на одном расстоянии R от оси.

И, действительно, теоретический вывод этот вполне оправдывается на опыте.

Итак, одна и та же площадь ab, под влиянием одного и того же груза, вращается с различною скоростью, смотря по расположению продолговатой площади.

Из форм[улы] (23) можно также видеть, что и давление в этих двух случаях разнится вдвое. В самом деле, в первом случае $\frac{a}{b} = 2$, во втором же $\frac{a}{b} = 1/2$; отношение равно 4, а квадратный корень из него — 2. Стало быть F вдвое изменяется.

Рассматривая уравн[ение] (13) и применяя к решению вопроса о maximum давления F эмпирическое выражение для k (22), найдем, что давление, при прочих одинаковых обстоятельствах и при постоянной площади (ab), будет наибольшим, когда продолговатость прямоугольника равна $3^1/_2$.

Кажется, и у птиц и насекомых отношение длины крыла к его ширине редко превышает отношение $3^1/_2$.

Уравн[ению] (13) можно придать другой вид:

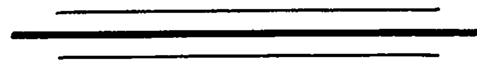
$$F = \frac{kd}{g} s_1 V^2 \sin^2 i \left\{1 + \frac{7}{6\sqrt{\pi}} \sqrt{\frac{a}{b}} \operatorname{ctg} i\right\}, \tag{25}$$

и тогда оно будет выражать или давление ветра на неподвижный прямоугольник, или давление жидкости под влиянием движения в ней прямоугольника; в этом уравн[ении] V означает скорость ветра или пластинки, одна сторона (a) которой перпендикулярна к скорости V, а i есть угол этого направления с пластинкой.

Если угол i мал, то уравн[ение] (25) обращается:

$$F = \frac{kd}{g} \cdot s_1 V^2 \sin i \left\{\frac{7}{6\sqrt{\pi}} \sqrt{\frac{a}{b}}\right\}; \tag{26}$$

из формулы этой видно, что при малости угла i, давление пропорционально синусу i, как это теперь принимают все авторы [работ] по сопротивлению.



АЭРОПЛАН ИЛИ ПТИЦЕПОДОБНАЯ (АВИАЦИОННАЯ) ЛЕТАТЕЛЬНАЯ МАШИНА *

I

ОБЩИЙ ВЗГЛЯД НА ЛЕТАНИЕ КРЫЛЬЯМИ, ОСНОВАННЫЙ НА ПРОСТЕЙШИХ ОПЫТАХ И СООБРАЖЕНИЯХ

Представьте себе небольшой станок (фиг. 1) с горизонтальной осью; на оси, в одной плоскости с ней, укреплены симметрично два крыла, могущие вращаться тяжестью груза, привязанного к намотанной на ось нитке.

Возьмем этот прибор в руки и будем внимательно следить за скоростью разматывания нитки, или движения крыльев.

Пока еще нить не распустилась вся, понесем прибор по направлению его оси,— и мы тотчас же заметим ослабление скорости вращения крыльев.

Если мы побежим, то крылья прибора будут вертеться чрезвычайно медленно. Вообще, чем быстрее движение их по направлению оси, тем медленнее ее вращение.

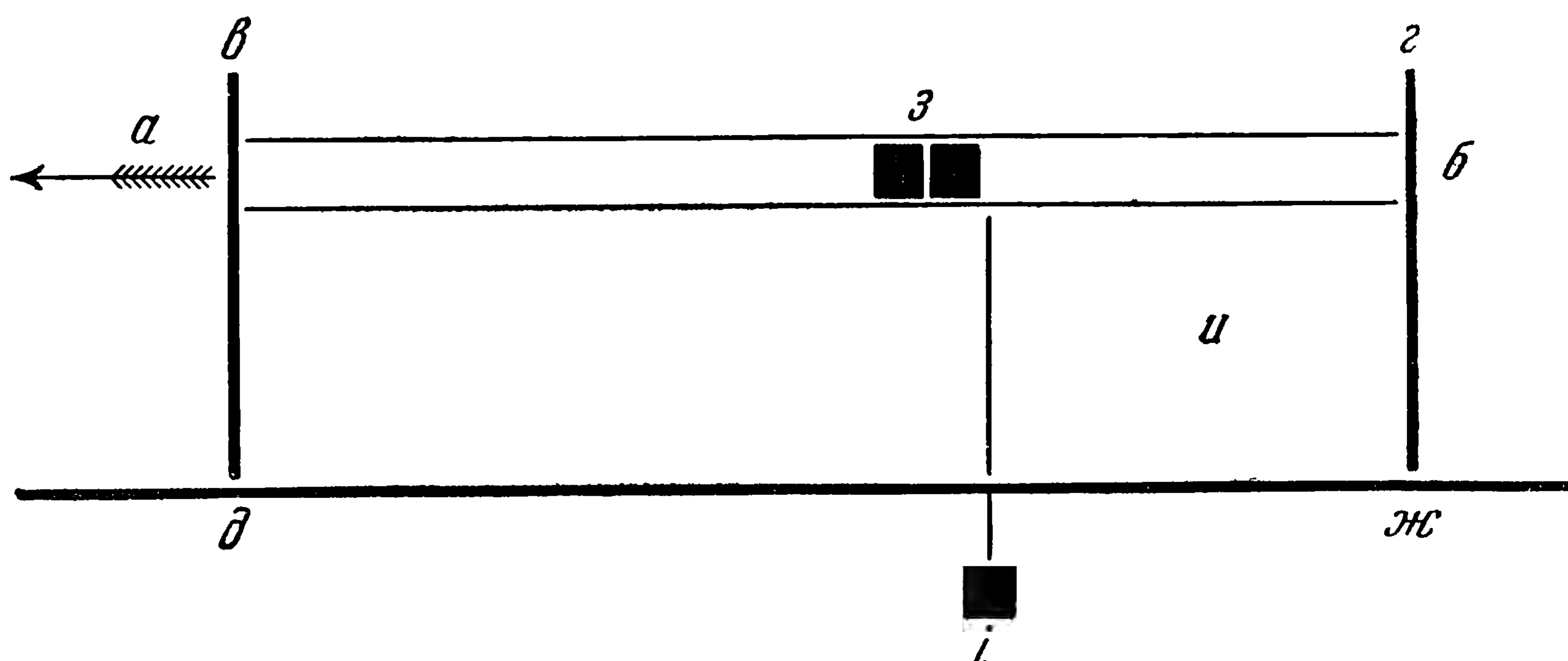
Из этого видно, что сопротивление воздуха маханию крыльев увеличивается при участии поступательного движения их. Воздух делается как бы гуще, опора его — как бы тверже.

Вот я беру большие легкие крылья, устроенные наподобие птичьих: при поднятии их, они свободно пропускают воздух, при опускании, он производит на них некоторое давление — снизу вверх — и уменьшает, таким образом, вес моего тела. Оставаясь неподвижным, я махаю ими, как птица; чем быстрее я это делаю, тем давление на них воздуха больше. Так, по известным законам сопротивления жидкостей, если я удвою ско-

* Эта работа была написана еще в феврале 1894 г.; главные же выводы сделаны еще раньше (1890 г.). Согласие их с последними опытами Лилиенталя и Максима побудило меня напечатать эту статью.

рость махания, то давление на крылья возрастет вчетверо, если утрою, то — вдевятеро и т. д.

Отсюда ясно, что, при известной быстроте движения крыльев, давление на них снизу будет равняться весу моего тела плюс вес крыльев. В таком случае, я уже перестаю давить на почву, перестаю ее касаться — и с этого момента начинается мой полет.



Фиг. 1

аб — ось, на которую намотана нитка *зi*, увлекаемая вниз грузом *i*; *вд* — *гж* — стойки, в которые вставлена ось. Стрелка показывает направление движения всего станка

Однако нетрудные расчеты показывают, что при подобных простейших условиях, при поверхности крыльев в 11 кв. м. (2 ½ кв. саж.) и при весе их, вместе с человеческим телом, в 100 кг (6 пудов) — [секундная] работа, потребная для уравновешивания [силы] тяжести, составляет около 10 паровых лошадей (750 килограммометров), т. е. человек должен предъявить энергию, по крайней мере, в 75 раз бо́льшую, чем какая ему обыкновенно свойственна (по Лебону, средняя работа здорового человека даже в 4 раза меньше, чем мы предполагаем).

Все это хорошо известно, и еще очень давно ученые доказывали, что держащийся на воздухе, при описанных условиях, гусь должен выделять лошадиную энергию *. Но, положим, что я именно обладаю такой исполинской силой, которая позволяет мне посредством махания крыльев, висеть неподвижно в воздухе. При этом моя работа, конечно, будет пропорциональна сопротивлению, испытываемому крыльями, и скорости их движения. Первая величина неизменна, потому что всегда равняется весу тела (считая тут и вес крыльев). Таким образом, моя работа будет исключительно зависеть от быстроты махания. Но, на основании пре-

* Такой взгляд на условия полета родил пессимизм в авиации.

дыдущего опыта (фиг. 1), если бы я, махая крыльями, вздумал в то же время бежать, то скорость махания, при том же давлении на них, уменьшилась бы. Во столько же раз уменьшилась бы и работа, потребная для летания.

Побеги я чрезвычайно быстро, начни я полет с крыши курьерского поезда или во время сильного противного ветра, — и необходимая для летания энергия, может быть, сравнялась бы с той, которую я в действительности имею. Она могла бы быть и меньше ее: все зависело бы от быстроты поступательного движения *. Приводимые опыты с вертушкой (фиг.1) не подлежат сомнению; снаряд этот демонстрировался публично и находился недавно, по инициативе проф. Н. Е. Жуковского, на механической выставке в Москве (январь, 1894 г.). Кроме того, есть другие снаряды и опыты (Марей, Лилиенталь и др.), правда, более сложные, но подтверждающие ту же истину, именно: с увеличением поступательной скорости летательных машин работа, потребная для поддержания их на воздухе, уменьшается тем более, чем быстрее движение; мало того, экспериментально и теоретически выводят, что уменьшение это при скоростях значительных почти пропорционально быстроте поступательного движения.

Жаль только, что быстрое движение в жидких телах, даже таких малоплотных, как воздух, весьма затруднительно, потому что требует работы, пропорциональной кубу скорости. Напр[имер], при увеличении ее в 4 раза работа рассечения воздуха возрастает в 64 раза (4^3), между тем как работа поддержания авиационного снаряда на воздухе, т. е. работа борьбы с тяжестью (в ту же единицу времени) уменьшается только в 4 раза.

Сопротивление среды, при малых скоростях будучи едва заметно и пренебрегаемо, становится невыносимым бременем при очень быстром поступательном движении.

Эти выводы должны несколько охладить наш пыл и увлечение авиационными приборами. Тем не менее невозможно удержаться, чтобы не сделать точных расчетов для определения степени выгоды и условий полета.

Вопрос о летании посредством крыльев — вопрос модный[1]. Со всех сторон раздаются возгласы о «новой» теории парения, основанной на инерции среды, т. е., в данном случае, воздуха. Летание птиц уже приписывается не столько силе их мускулов, сколько инерции среды, проще — увеличенному сопротивлению воздуха, благодаря быстроте поступательного движения летающих существ. В чем же тут «суть» и как объяснить простым сравнением опыт с «вертушкой» (фиг. 1) и аналогичными аппаратами (Марей, Максим и другие)?

Представьте себе, что вы стоите на вязкой почве, вроде «вара» (черная смола при известной температуре — тело полутвердое), покрытой маслом, вследствие чего наши подошвы к ней прилипать не могут.

* Такой взгляд на условия полета родил оптимизм в авиации.

Чем долее вы на ней стоите, тем сильнее в нее погружаетесь. Если вы ходите или бегаете по такой почве, то ваши сапоги оставляют на ней следы тем менее глубокие, чем быстрее вы двигаетесь. Ясно, что и работа вашего движения будет уменьшаться пропорционально его быстроте, потому что, по мере увеличения скорости, вам приходится выкарабкиваться из ям все менее и менее глубоких. Как бы ни была мягка или легка почва, при движении достаточно быстром, ее инерция воспрепятствует погружению в нее вашего тела, и вы движетесь тогда как бы при опоре, совершенно твердой. Мы пришли бы к тем же выводам, если бы, вместо простого бега, вздумали передвигаться на вязкой почве с помощью велосипеда или какого-нибудь другого прибора. Мне случалось кататься осенью на коньках по только что застывшему и очень тонкому льду; он не ломался и даже не трещал, пока я бежал стремительно, но стоило мне только замедлить движение или остановиться — и он давал трещины, в которые втекала вода, окружая коньки. При этих условиях, в холодную погоду, иногда образовывался моментальный пролом. При движении же, очевидно, инерция льда и — главное — воды препятствовала ему углубляться и ломаться.

II

ОЧЕРК ПРОСТЕЙШЕЙ КОНСТРУКЦИИ АВИАЦИОННОГО ПРИБОРА

Прежде всего выберем систему летательного снаряда и примем определенные основания, удобные для вычислений.

Естественнее всего и лучше всего подражать, по возможности, птице, как механизму наиболее совершенному в отношении быстроты полета и управляемости его. Первые мои вычисления и относились к такому птицеподобному снаряду, махающему крыльями. Эти вычисления весьма интересны в применении к выяснению явления летания животных; но для нас они, ввиду нашей цели, непригодны, ибо подражание птице, в техническом отношении, весьма затруднительно, вследствие сложности движения крыльев и хвоста, а также и вследствие сложности устройства этих органов *.

Мы будем подражать птице только отчасти, насколько можем.

Вообразим себе парящую птицу, т. е. летающую без махания крыльями.

Иногда птица парит, благодаря приобретенной ранее скорости; напр[имер], когда она хочет остановиться — сесть на дерево или спуститься на землю, — то некоторое время она не махает крыльями, потому что ей нужно потерять свою поступательную скорость, насчет которой и совершается несколько секунд парение.

* Однако Труве удалось устроить модель, махающую крыльями и пролетающую таким способом несколько сажен.

Иногда она парит, благодаря медленному падению в наклонном положении, иногда — порывам ветра; в первом случае парение совершается силой тяжести, во втором — энергией движущегося переменно воздуха [2].

Так недавно парил со своими искусственными крыльями известный исследователь Лилиенталь, которого однажды порыв ветра поднял на несколько метров кверху, что хотя и замедлило его падение, но было весьма рискованно, так как грозило перекувырнуть экспериментатора (кстати, считаю долгом выразить глубокое мое соболезнование по поводу проникшего в печать известия о несчастье с ним во время полета).

Иногда парение птиц, благодаря непрекращающимся порывам ветра — громадным волнам воздуха,— бывает неопределенно долго. Это явление сложное, и мы тут не будем входить в разъяснение его причин; заметим только, что вообще парение, в равномерном[3] потоке атмосферы, требует постоянного расхода сил — тяги, без которой оно не может быть продолжительно. У птиц эта тяга совершается через удары крыльев о воздух. Но что, если таких ударов не будет, если наша птица застыла в своем парении! Чем мы его поддержим?

Пусть наш снаряд имеет форму застывшей парящей птицы, но вместо головы ее, вообразим два гребных винта, вращающихся в обратные стороны и дающих тягу в одном направлении, совпадающем с полетом снаряда. Эта тяга винтов могла бы поддерживать поступательную его скорость, и он мог бы, при этих условиях, находиться на одной высоте или даже подниматься. Винты вращаются в разные стороны ради того, чтобы они не стремились поворачивать нашу искусственную птицу вокруг продольной ее оси *. Мускулы животного мы заменим взрывчатыми петрольными двигателями. Они не требуют большого запаса топлива (бензин) и не нуждаются в тяжелых паровиках и больших запасах воды; охлаждение же рабочих цилиндров можно производить и воздухом, что уже и применялось на практике. Максим и другие, будто бы, устраивали для своих летательных снарядов паровые моторы громадной энергии **. Пока же несомненно констатировано, что бензиновые двигатели наиболее энергичны.

Вместо хвоста устроим двойной руль — из вертикальной и горизонтальной плоскости. Первая будет управлять наклонением снаряда к горизонту, вторая — направлением его к меридиану. Первая, по преимуществу, будет удерживать продольную ось снаряда в горизонтальном направлении, другая, по преимуществу, — не будет позволять ему сворачивать в сторону. Желательно, чтобы оба руля действовали автоматично, как это теперь собираются устраивать для пароходов.

---

* В модели Лангпея также имеется 2 винта.

** Правда, употребляя на паровики весьма тонкие трубки, как в системе Серполе, теоретически можно строить чрезвычайно энергичные паровые двигатели.

Двойной руль, двойной винт и неподвижность крыльев придуманы нами не ради выгоды и экономии работы, а единственно — ради исполнимости конструкции; все эти уклонения от естественных органов летания только увеличивают расход потребной для него энергии и принимаются нами по горькой необходимости.

Не считайте, однако, это очень печальным, потому, что и локомотив не есть точная копия лошади, а пароход — рыбы.

Тем не менее, в описанном виде, наш снаряд будет сильно напоминать устройство летающего жесткокрылого насекомого, напр[имер] майского жука, или хруща.

Во время полета его жесткие наружные крылья распростерты и неподвижны, как и у нашего подобия птицы. Другие же тонкие, полупрозрачные крылья насекомого своим маханием поддерживают тягу и соответствуют махающим лопастям наших гребных винтов. Рулем насекомому служит самое его членистое и изгибающееся тельце.

III

ОСНОВНЫЕ ФОРМУЛЫ СОПРОТИВЛЕНИЯ ВОЗДУХА И ВЫВОД ЗАКОНОВ ПОЛЕТА, ПРЕНЕБРЕГАЯ СОПРОТИВЛЕНИЕМ СРЕДЫ ПОСТУПАТЕЛЬНОМУ ДВИЖЕНИЮ СНАРЯДА

Найдем сначала некоторые законы летания авиационного прибора, причем, ради удобства вычисления, еще более упростим его схему (фиг. 2).

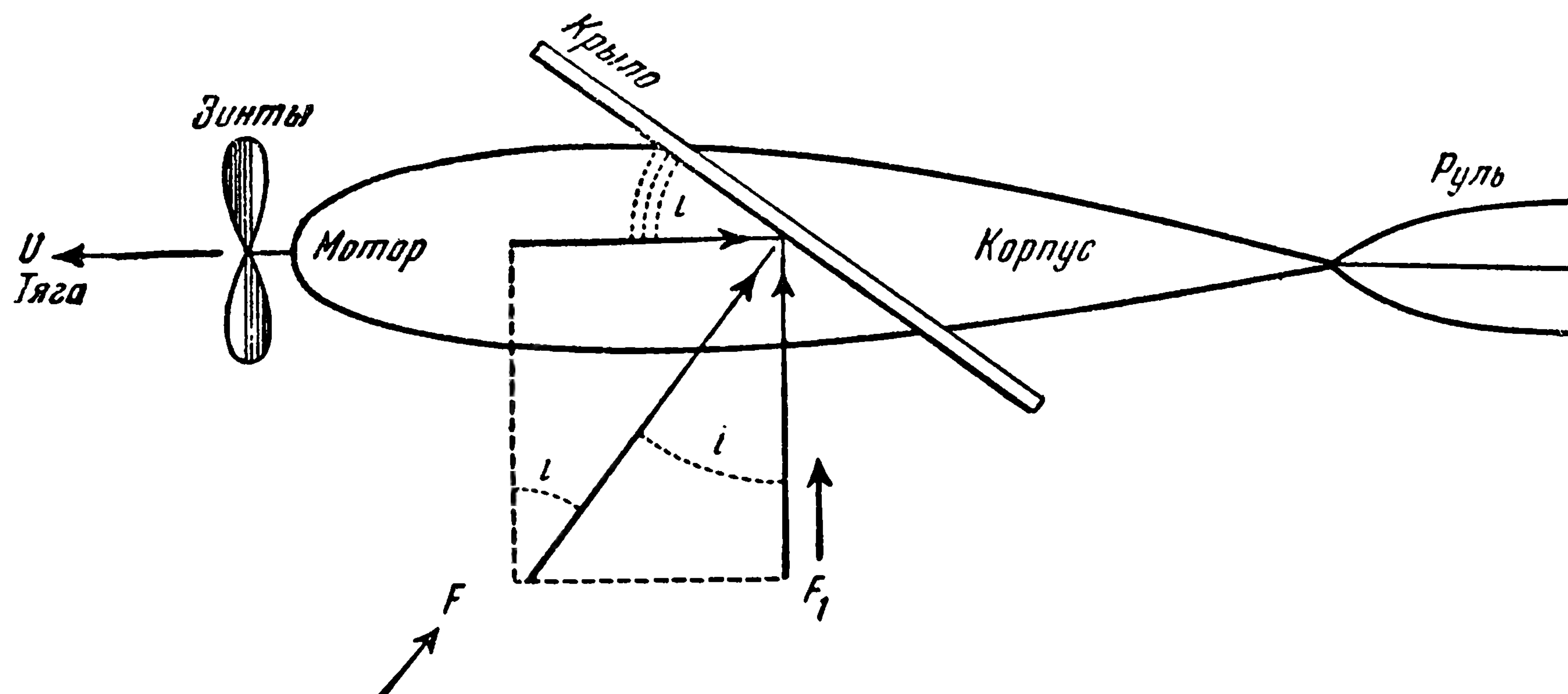
При быстром движении снаряда в горизонтальном направлении и при небольшом наклонении крыльев к горизонту (i), приблизительно имеем:

$$F = \frac{d}{g} SV^2 \sin i \cdot \frac{21\sqrt{\frac{a}{b}}}{2\sqrt{\pi}\left(7 + \frac{2a}{b}\right)} . \quad (1)^*$$

Здесь F — нормальное к крылу давление встречного воздуха, которое, вследствие малости угла i, можно принять равным вертикальной слагающей F_1 этого давления (фиг. 2); оно удерживает снаряд от падения и равно тяжести снаряда со всем содержимым; d есть плотность воздуха; g — ускорение земной тяжести; S есть площадь одного из крыльев, которые предполагаются равными, прямоугольными и симметрично расположенными; a и b — длина и ширина каждого из них; V есть горизонтальная посту-

* См. IV том Трудов Отделения физич. наук имп. Общ[ества] люб[ителей] естествознания. Москва, 1891 г.; формулы (22) и (26) статьи: «Давление жидкости на движущуюся в ней плоскость».

пательная скорость снаряда по направлению длины его или по направлению ширины (a) крыла; i — угол наклона крыльев к горизонту; он невелик; π есть отношение длины окружности к ее диаметру. Из формулы мы видим, что давление на крылья встречного воздуха пропорционально синусу угла отклонения их от направления воздушного потока. Этот закон



Фиг. 2

подтверждается многими учеными и открыт сравнительно недавно (Duchemin, 1842 г.; Otto Lilienthal, 1889 г.; Marey, 1890 г.; упомянутые ученые вывели его опытным путем; теоретически он подтверждается лордом Рейлеем, в 1876 г.). Из формулы мы также видим, что давление (F) на крылья зависит не только от величины их поверхности, но и от продолговатости $\left(\frac{a}{b}\right)$ их. Положим в уравнении (1):

$$\frac{21\sqrt{\frac{a}{b}}}{2g\cdot\sqrt{\pi}\left(7+\frac{2a}{b}\right)} = f\left(\frac{a}{b}\right); \qquad (2)$$

тогда получим:

$$F = dSV^2 \sin i \cdot f\left(\frac{a}{b}\right). \qquad (3)$$

Полагая в уравнении (2) отношение $\frac{a}{b}$ равным x и отыскивая максимум выражения $f\left(\frac{a}{b}\right)$, найдем, что оно получает наибольшую величину при $x=3^1/_2$. Итак, давление на крылья, при неизменной их площади S, будет

наибольшим, если длина крыла будет превышать его ширину в $3^1/_2$ раза. При этом давление увеличивается лишь на $^1/_5$, сравнительно с давлением на крылья квадратные, где

$$\frac{a}{b} = 1.$$

При продолговатости в 2

$$\left(\frac{a}{b} = 2\right)$$

F увеличивается в 1,16, т. е. почти настолько же ($^1/_6$). Из этого следует, что продолговатость крыльев выгодно увеличивать только очень умеренно, раза в 2 — не более.

Из уравнения (1) не совсем ясно видны те благоприятные основания, которые мы принимаем для наших расчетов о птицеподобных летательных машинах. Поэтому считаю не лишним привести тут другие формулы, по существу тождественные с приведенными, которые составляют их следствие, или частный случай.

Вот уравнение *:

$$F = \frac{Sd}{g} \cdot V_n^2 \left\{1 + \frac{21\sqrt{\frac{a}{b}}}{2\sqrt{\pi}\left(7 + \frac{2a}{b}\right)} \cdot \left(\frac{V_p}{V_n}\right)\right\}, \qquad (3_1)$$

где V_n есть нормальная скорость махания пластинки; это движение перпендикулярно к самой поверхности крыла; V_p есть скорость параллельная или скорость поступательная по направлению самой плоскости крыла. Если скорость поступательная отсутствует ($V_p = 0$), то давление на крыло обращается [в]

$$F = \frac{Sd}{g} \cdot V_n^2. \qquad (4)$$

Отсюда видно, что множитель в скобках (уравн[ение] 3_1).

$$\left\{1 + \frac{21\sqrt{\frac{a}{b}}}{2 \cdot \sqrt{\pi}\left(7 + \frac{2a}{b}\right)} \cdot \left(\frac{V_p}{V_n}\right)\right\} \qquad (5)$$

показывает, во сколько раз давление, благодаря поступательному движению (V_p) на пластинку (или крыло), увеличивается сравнительно с тем

* См. там же [формулы] (13) и (22).

давлением (4), когда поступательное движение отсутствует. При продолговатости, напр[имер], равной двум

$$\left(\frac{a}{b} = 2\right),$$

множитель (5) обращается [в]

$$\left\{1 + 0{,}75\left(\frac{V_p}{V_n}\right)\right\}, \quad (6)$$

из чего следует, что давление F чрезвычайно быстро увеличивается (вследствие инерции воздушной полосы, по которой быстро бежит крыло) с ускорением поступательного движения пластинки. Приведем пример: пусть, стоя неподвижно, я махаю крыльями со скоростью 10 см в 1 секунду; от этого получается на них известное давление воздуха; теперь, положим, что, махая крыльями, как птица, я в то же время бегу вперед со скоростью 10 м в секунду (1000 см [в сек]); тогда поступательная скорость V_p будет больше скорости махания в 100 раз (V_p: V_n = 100); и этого достаточно, чтобы давление на крылья, по форм[уле] (6), возросло в 77 раз.

Это ли не благоприятные условия для полета?! Множитель (6) показывает, что по мере ускорения моего бега воздух как бы густеет, превращаясь, по-видимому, в массу все более и более плотную. В пределе, т. е. при бесконечной поступательной скорости, легкий газ как бы превращается для летательных снарядов в совершенно неподвижный, прямой и поразительно скользкий стальной путь. Если пренебречь трением крыльев о воздух (другого сопротивления встречному воздуху они не представляют, будучи, теоретически, бесконечно тонки и плоски) и сопротивлением последнего моему телу или снаряду, то ничто не помешало бы ему двигаться вперед с произвольно большою скоростью, причем работа такого движения, в пределе, становится нулем: проще сказать, очень быстрое передвижение по воздуху было бы самым удобным и дешевым средством сообщения.

Повторю еще, что уравн[ение] (1), которое послужит базисом для наших вычислений условий полета, есть только частный случай уравн[ения] (3_1), давшего нам столь обольстительные результаты. Преобразуя это уравн[ение] (3_1), можем получить совершенно те же благоприятные выводы.

После этого маленького отступления будем снова продолжать наш путь к составлению формул, определяющих законы и условия полета. Одна из важнейших задач — узнать энергию моторов, при которой снаряд известного веса и устройства носится в воздухе. Очевидно, вес (P_V) такого снаряда (фиг. 2), при его равномерном и горизонтальном поступательном движении, должен быть равен сумме давлений на оба крыла (фиг. 2), т. е.

$$2F_1 = P_V \quad (7)$$

или приблизительно, когда угол (i) мал,

$$2F = P_V. \qquad (8)$$

Но вес (P_V) воздушного корабя слагается из многих величин, именно: вес крыльев ($2P_a$); вес корпуса снаряда и его оболочки (P_c); вес пассажиров (P_p); вес двигателей (P_m), который разлагается на два слагаемых: первое (P_1) идет на предохранение снаряда от падения, т. е. на борьбу с тяжестью, второе (P_2) — на одоление трения и сопротивления воздуха; так, что имеем

$$P_m = P_1 + P_2; \qquad (9)$$

далее — вес бензина (P_b) или другого топлива, иначе сказать, вес материального запаса потенциальной энергии для выделения ее, при посредстве моторов, по мере надобности; наконец еще особый груз (P) — вес мелких аксесуаров снаряда и разных непредвиденных вещей.

Итак, получим:

$$P_V = 2P_a + P_c + P_p + P + P_1 + P_2 + P_b. \qquad (10)$$

Хотя двигатель и один (9), но он мысленно разделяется на два; первый (P_1) препятствует снаряду опускаться, второй (P_2), рассекая окружающую среду, пролагает дорогу.

Разделяя обе части предыдущего уравнения на вес всего снаряда (P_V), получим:

$$1 = \frac{2P_a}{P_V} + \frac{P_c}{P_V} + \frac{P_p}{P_V} + \frac{P}{P_V} + \frac{P_1}{P_V} + \frac{P_2}{P_V} + \frac{P_b}{P_V}. \qquad (11)$$

Понятно, каждое из отношений второй части этого уравн[ения] меньше единицы; мы назовем их коэффициентами (C) — крыльев (C_a), корпуса (C_c), пассажиров (C_p), груза (C), двигателей (C_1 и C_2) и топлива (C_b); так что напишем:

$$1 = 2C_a + C_c + C_p + C + C_1 + C_2 + C_b, \qquad (12)$$

где:

$$C_a = \frac{P_a}{P_V}; \qquad (13)$$

$$C_c = \frac{P_c}{P_V}; \qquad (14)$$

$$C_p = \frac{P_p}{P_V}; \qquad (15)$$

$$C = \frac{P}{P_V};\qquad (16)$$

$$C_1 + C_2 = C_m;\qquad (17)$$

$$C_1 = \frac{P_1}{P_V};\qquad (18)$$

$$C_2 = \frac{P_2}{P_V};\qquad (19)$$

$$C_b = \frac{P_b}{P_V}.\qquad (20)$$

Вообразив в воздушном корабле два двигателя, обозначим силу[4] первого через T_1, силу второго — через T_2 и общую их силу — через T_m; тогда

$$T_1 + T_2 = T_m.\qquad (21)$$

Приведя в движение винты, они производят и горизонтальную тягу f двух сортов: f_1 не дает снаряду падать, а f_2— одолевает инерцию воздуха и его трение о крылья и корпус снаряда (фиг. 2). Величина тяги второго рода исключительно зависит от скорости снаряда, его устройства и величины поверхности крыльев; тяга же 1-го рода — от веса корабля и от наклона (i) крыльев к горизонту (фиг. 2); конечно,

$$f = f_1 + f_2.\qquad (22)$$

Имея пока в виду тягу 1-го рода и рассматривая черт. 2, найдем:

$$f_1 = 2F\cdot\sin i,\qquad (23)$$

т. е. выражение для тяги первого сорта, при условии постоянной скорости снаряда и неизменной высоты его над уровнем моря.

Если угол i мал, то, по уравн[ению] (8), вместо последнего уравн[ения] (23), получим:

$$f_1 = 2P_V\cdot\sin i.\qquad (24)$$

С другой стороны:

$$f_1\cdot V = T_1\cdot C_h;\qquad (25)$$

здесь C_h, или коэффициент винта, показывает, какая часть полной силы двигателя 1-го рода (T_1) утилизируется, благодаря употреблению гребневого винта (h) и весьма подвижной воздушной опоры. Заметим, что C_h тем ближе к единице, чем поверхность винта больше; впрочем, вследствие трения винтовых лопастей о среду, C_h не превышает $^3/_4$. Последним урав-

[нением] мы выражаем секундную работу тяги 1-го рода (f_1) при горизонтальной скорости снаряда, равной V.

Выражая еще, что сила мотора (T_1) пропорциональна его весу (P_1) и энергии (E), напишем:

$$T_1 = E \cdot P_1; \tag{26}$$

энергия (E) есть работа, выделяемая единицею веса мотора в единицу времени, или частное от деления силы мотора (вместе с генератором его, напр[имер], паровиком — у паровых двигателей) на вес его.

Из трех последних уравнений и уравн[ения] (18), выключая последовательно f_1, T_1 и P_1, получим:

$$V \cdot \sin i = C_1 \cdot E \cdot C_h. \tag{27}$$

Полагая в уравнении (3)

$$F = \frac{P_V}{2},$$

согласно уравн[ению] (8) и выключая затем, посредством этого уравнения, $\sin i$ из последней формулы (27), получим

$$E = \frac{P_V}{2dSVC_1 f\left(\frac{a}{b}\right) \cdot C_h}. \tag{28}$$

Эта формула содержит выражение энергии E, потребной от двигателей летательного снаряда для поддержания его в воздухе на одной высоте и при поступательной скорости V. Если эта скорость снаряда невелика, напр[имер],не превышает скорости птиц — и крылья его также не особенно велики, а стало быть и трение их о встречный воздух, — то работой (T_2) второго двигателя, как величиною сравнительно небольшой, можно пренебречь, и тогда полную силу двигателей (T_m) узнаем по уравнениям (18) и (26); именно, получим:

$$T_m = T_1 = EC_1P_V. \tag{29}$$

Энергия (E) моторов, необходимая для летания, вообще, громадно-необычна, и потому разберем, при каких условиях она имеет наименьшую величину. Из уравн[ения] (26) видно, что

30. Энергия (E) двигателей обратно пропорциональна поступательной скорости (V) снаряда, т. е. чем больше его скорость, тем меньше энергия; отсюда следует, что нужно придавать снаряду возможно острую и плавную форму (как у птиц и рыб) и не давать крыльям очень больших размеров, чтобы не увеличивать чрезмерно трения и сопротивления среды; далее, надо отделить возможно бо́льшую часть (C_2) полной подъемной силы снаряда (1) и на двигатель другого рода, назначенного для рассечения воздуха. Формула (28)

подтверждает уже высказанные нами отчасти мысли о возбуждаемых на первых порах мечтаниях о легкости летания. В самом деле, она показывает, что при очень большой скорости поступательного движения снаряда (V), энергия E, а стало быть и работа его двигателей (уравн[ение] 29), чрезвычайно мала; при бесконечной горизонтальной скорости, она — нуль, т. е. воздух представляет для крыльев опору совершенно неподвижную, как, напр[имер], железнодорожные рельсы. Труд же рассечения воздуха маленьким и острым снарядом нам кажется таким пустяшным! Горизонтальная скорость представляется нашему воображению чуть не беспредельной! Таким образом, и работа летания невольно приравнивается к движению снаряда по твердому и очень гладкому грунту.

Следующий важный вывод из уравн[ения] (28) состоит в том, что

31. Энергия E прямо пропорциональна отношению $P_V : S$, т. е. отношению веса снаряда к площади его крыла; так что, если вес снаряда будет возрастать пропорционально возрастанию площади крыльев, то энергия не потребуется большая. Короче, энергия не зависит от массы снаряда, если только поверхность крыльев будет пропорциональна его весу. Выходит, по-видимому, что все равно — выстроить летательную машину для подъема одного человека или тысячи их. Когда мы познакомимся с теорией крыльев, то увидим, что такое обольстительное заключение страшно ограничено.

Далее из формулы видно:

32. Энергия [5] обратна [6] площади крыльев. Поэтому, в известной степени, полезно отделить возможно больший коэффициент на крылья (C_a).

33. Энергия обратна плотности воздушной среды (d), т. е. в высотах энергия, потребная от моторов авиационных летательных приборов, больше.

34. Энергия E обратна весу машин или коэффициенту их C_1. Значит, чем бóльшую часть полной подъемной силы мы отделим на двигатель, тем меньше может быть его энергия.

35. Энергия обратна функции $f\left(\frac{a}{b}\right)$ (см. уравн[ение] 2). Эта функция продолговатости $\left(\frac{a}{b}\right)$ крыльев имеет максимум при продолговатости крыла в 3 $^1/_2$. Но продолговатое крыло, при одной и той же площади, тяжелее квадратного, и потому, принимая в соображение еще другие условия, на практике можем принять отношение $\frac{a}{b}$ не большим 2. При этом

$$f\left(\frac{a}{b}\right) = f(2) = 0{,}76 : g,$$

при квадрате же

$$f(1) = 0{,}66 : g,$$

т. е. только на $^1/_6$ — $^1/_7$ меньше.

Все приводимые выводы, конечно, только приблизительны. Действительно, разбираемые величины еще находятся в зависимости друг от друга. Так, напр[имер], когда снаряд подымается в разреженные слои атмосферы, энергия должна возрастать (33); но скорость снаряда в разреженной среде увеличится вследствие уменьшения сопротивления ее, и потому энергия (28), от этой причины, может ослабнуть. Также — летательные снаряды больших размеров сравнительно легче рассекают воздух и потому имеют большую поступательную скорость V, вследствие чего энергия двигателей (по ур[авнению] 28) уменьшается.

Итак, мы достаточно ясно видим, что вопрос об определении энергии авиационного прибора и законов его летания — вопрос весьма сложный и требует еще много работы. Пока же мы только грубо нащупали почву и, имея о ней уже некоторое понятие, смелее двинемся вперед.

IV

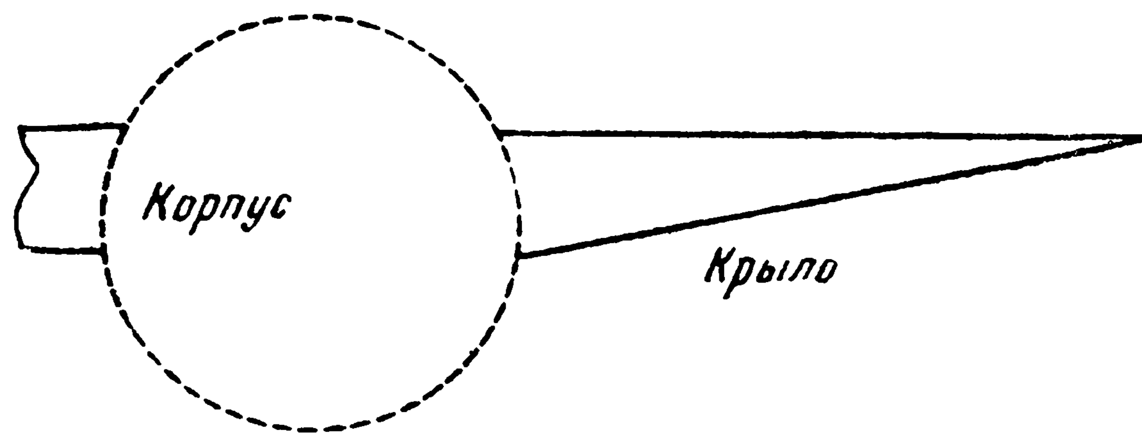
ТЕОРИЯ КРЕПОСТИ КРЫЛЬЕВ АВИАЦИОННОГО ПРИБОРА

Форму крыла и его положение относительно корпуса (c) снаряда мы должны копировать с птиц. Пока, для простоты вычислений, положим, что поверхность крыла имеет прямоугольную форму, горизонтальное положение и длинная сторона крыла (a) нормальна к продольной оси корпуса.

Предполагая, что крыло устроено из равноплотного материала, найдем следующее условие равного сопротивления его излому:

35[1]. Толщина h какой-нибудь части крыла прямо пропорциональна удалению ее от тонких концевых частей крыла.

Доказывать эту теорему мы считаем излишним. Крыло, устроенное по этому закону, ради экономии его веса, имеет такое поперечное сечение (фиг. 3), или, вернее, такое (фиг. 4).



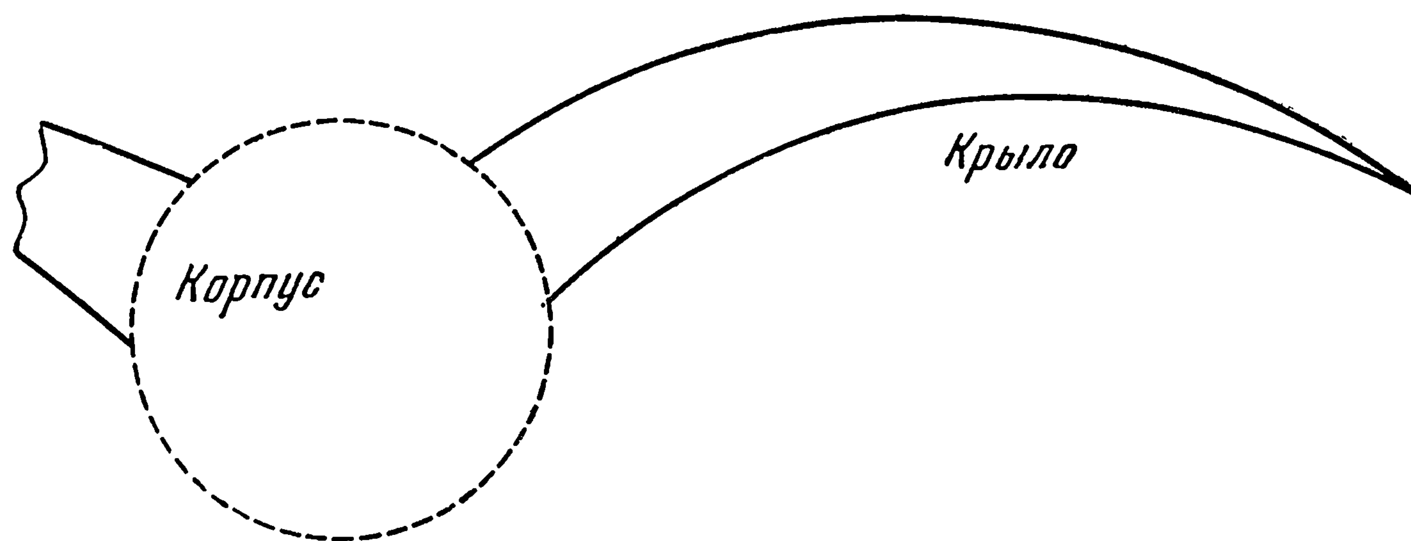
Фиг. 3

Заметим, что при выводе предыдущей теоремы пренебрегается собственным весом крыла, как величиною сравнительно небольшой по отношению к давлению, которому подвергается крыло (ур[авнение] 8).

Сопротивление излому у места его прикрепления, где оно имеет толщину h, выражается, при действии силы на среднюю часть крыла (или на центр воздушного давления встречного потока):

$$\frac{lh^2}{3\cdot L}\cdot\left(\frac{K}{m}:D_1\right)\cdot D \quad \text{или} \quad \frac{lh^2\cdot K\cdot D}{3L\cdot m\cdot D_1}; \qquad (36)$$

формулу эту также, по ее элементарности, доказывать не буду; из нее ясно, что сопротивление излому крыла пропорционально ширине (l) его, квадрату толщины (h^2), крепости вещества крыла и уплотнению $\left(\frac{D}{D_1}\right)$ его (D_1 есть натуральная плотность вещества, D — средняя плотность того же вещества, подвергнутого искусственно сжатию или разрежению;



Фиг. 4

это мы сейчас выясним); далее, сопротивление излому крыла обратно пропорционально желаемой прочности (m) его, для чего коэффициент разрыва (K) уменьшается в (m) раз, и длине (L) крыла.

Выберем самый лучший материал, напр[имер] сталь плотности (D_1) и крепости (K); коэффициент разрыва для лучших сортов ее (K) не более 100 кг на кв. мм сечения. Если сделать из нее сплошное крыло, то вес его будет велик, а сопротивление излому очень мало. Как же быть? Если бы мы могли разрежать вещество по произволу, пропорционально уменьшая его сопротивление разрыву, то вес такого малоплотного крыла был бы меньше, а крепость больше. Это следует из последней формулы; в самом деле, оставляя поверхность крыла неизменной так же, как и его вес, но разрежая материал вдвое, получим возможность толщину его (h) увеличить также вдвое, отчего сопротивление излому по формуле увеличится в 4 раза; от уменьшения же плотности (D) оно уменьшается только в 2 раза, так что, в общем, сопротивление излому возрастает вдвое. На первый взгляд изменение плотности (D) вещества, по крайней мере в широких пределах кажется совершенно немыслимым, и действительно, плотность стали,

посредством ее обработки, можно изменить только чрезвычайно мало. Ее более значительно можно уменьшить при сплавлении ее с другими малоплотными материалами, напр[имер] алюминием, но всего этого недостаточно.

Употребим другой прием: изменим не физическую плотность, а среднюю общую плотность крыла, составляя его из плотных мелких частей с возможно большими промежутками между ними. Если бы мы, напр[имер], устроили крылья из полых металлических трубок, покрытых общей поверхностью, то средняя плотность таких крыльев была бы гораздо меньше плотности стали. Есть множество способов уменьшать среднюю плотность строительных материалов, которыми и пользуются люди на практике. Природа также этим не пренебрегает; так, кости многих животных или пусты (т. е. наполнены воздухом, как у птиц), или составлены из множества перекрещивающихся между собою палочек или пластинок, покрытых общею костяною поверхностью (череп человека и друг[их] животных, головки крупных ручных и ножных костей). Наши большие мосты и разные гигантские сооружения новейшего времени также составлены из целого лабиринта балок и перекладин, хотя и не всегда покрытых общей поверхностью. Если таковою покрыть, напр[имер], башню Эйфеля, как чехлом, и разделить массу башни на объем, закрытый чехлом, то получим среднюю плотность башни, аналогичную плотности крыльев, о которой я теперь толкую.

В формуле (36) важно отношение $\frac{K}{D_1}$, т. е. крепость вещества, приходящаяся на единицу его плотности D_1. Если мы возьмем длинный ряд веществ, употребляемых в индустрии, и будем определять для них отношение $\frac{K}{D_1}$, то не найдем выгоднее и крепче сплавов алюминия (кобальт, никель и другие дорогие и малоупотребительные материалы я не имею в виду). Не входя в технические подробности этих сплавов, берем их для наших крыльев и оставляем за собою способность уменьшать среднюю плотность (D) произвольно, причем допустим, что прочное сопротивление разрыву $\left(\frac{K}{m}\right)$ вещества уменьшается пропорционально уменьшению плотности. Она уменьшается в $\frac{D_1}{D}$ раз, почему в формулу (36) и входит множитель $\frac{D}{D_1}$.

Уменьшения плотности на практике достигают только чрезвычайно искусным построением «рыхлой массы». Это дело особенно трудно, когда элементы ее должны быть, по малости самой массы, очень мелки. Таковы крылья снаряда. Незначительное изменение плотности, конечно, не хитрость, но нелегко разредить вещество в 100—1000 раз.

Безопасное сопротивление излому крыла должно быть равно давле-

нию (F) на него встречного воздушного потока, т. е. половине веса снаряда (P_V). Итак, на основании (36), напишем:

$$\frac{lh^2 \cdot KD}{3Lm \cdot D_1} = \frac{P_V}{2}. \tag{37}$$

Вес крыла (P_a), как треугольной призмы (фиг. 3), очевидно, равен:

$$P_a = {}^1/_2\, LlhD. \tag{38}$$

Я говорил, что наиболее выгодное отношение длины (L) крыла к его ширине (l) не превышает двух

$$\frac{a}{b} = \frac{L}{l} = 2.$$

Поэтому имеем еще уравнение:

$$L = 2l. \tag{39}$$

Исключая (L) из двух последних уравнений [(37) и (38)], найдем:

$$\frac{h^2KD}{3mD_1} = P_V. \tag{40}$$

$$P_a = l^2hD. \tag{41}$$

Исключая теперь из (40) толщину h крыла посредством (41) и определяя вес крыла P_a, получим:

$$P_a = l^2 \sqrt{\frac{3 \cdot D_1}{K} \cdot P_V D m}. \tag{42}$$

Из формулы этой видно, что вес крыла (P_a), при одном и том же весе снаряда (P_V), прямо пропорционален l^2, т. е. площади крыла.

$$S = Ll \text{ или, по уравн[ению] (39), } S = 2l^2. \tag{43}$$

Также видно, что вес его обратен квадратному корню из крепости вещества $\left(\frac{K}{m}\right)$ и прямо пропорц[ионален] квадр[атно]му корню из средней плотности рыхлой массы крыльев (D), или обратно пропорц[ионален] квадр[атному] корню из разрежения $\left(\frac{D_1}{D}\right)$ данного материала, напр[имер] стали, алюминия и т. п.

Стало быть, чем рыхлее мы устраиваем крылья, тем вес их, для одного и того же снаряда и одной и той же площади (l^2) их, меньше. Но, разумеется,

есть предел этому разрежению: именно, дробь $\frac{h}{l}$ не должна быть близка к единице, иначе крылья обратятся в шарообразные массы и, представляя, во время поступательного движения, большое сопротивление встречному воздуху, будут крайне плохо исполнять свое назначение — держать снаряд в воздухе. Приходит даже в голову, и не без основания, наполнять их рыхлую массу водородом; тогда, пожалуй, окажутся излишними и внутренние перегородки крыльев, но в таком случае наш авиационный прибор превращается уже в аэростат.

Преобразуем уравн[ение] (42). Мы видели (31), что энергия снаряда остается неизменной, если вес его возрастает пропорционально поверхности его крыльев, т. е. если отношение $\left(\frac{P_V}{S}\right)$ сохраняется постоянным (A). Положим

$$\frac{P_V}{S} = A,$$

или, на основании (43),

$$\frac{P_V}{S} = \frac{P_V}{2l^2} = A. \tag{44}$$

Выключая, посредством этого уравн[ения], l^2 из (42) и затем, из него же, P_a, или вес крыла, который, по уравнению (13), составляет некоторую часть (C_a) веса снаряда (P_V), найдем:

$$C_a = \sqrt{\frac{3mP_V D_1 D}{4A^2K}}. \tag{45}$$

46. Отсюда видно, что коэффициент (C_a) крыла возрастает пропорционально квадратному корню из полного веса авиационного прибора (P_V). Поясню этот вывод: обладая определенной наибольшей энергией E двигателей, построим ряд летательных снарядов разных масс. Все снаряды наши будут летать, если площадь их крыльев будет соответствовать их весу (28 и 31). Но при этом сравнительный вес крыльев

$$C_a = \frac{P_a}{P_V}$$

будет возрастать все более и более, по мере увеличения самого снаряда. Короче — у маленьких аппаратов сравнительный вес крыльев мал, у больших он велик и поглощает самый снаряд. Напр[имер], если вес снаряда последовательно возрастает в 4, 9, 16, 25, 36 раз, то сравнительный вес крыльев этих снарядов будет последовательно возрастать

в 2, 3, 4, 5, 6 раз; абсолютный же вес крыльев выразится числами: $8P_a$, $27P_a$, $64P_a$, $125P_a$, $216P_a$, где P_a абсолютный вес крыльев первого наименьшего снаряда.

Этот вывод из уравн[ения] (45) предполагает неизменной среднюю плотность (D) крыльев. При изменении ее относительный вес крыла (C_a) может оставаться постоянным. Для этого нужно, чтобы произведение $P_V D$, в формуле (45), сохранилось неизменным (B). Положив

$$P_V D = B, \tag{47}$$

увидим, что

48. Средняя плотность (D) крыльев должна уменьшаться пропорционально увеличению веса снаряда (P_V); тогда относительный (C_a) вес крыла для больших и малых авиационных приборов будет один и тот же.

49. Таким образом, требуется разрыхление крыльев тем большее, чем больше вес снаряда, крылья которого, при известной величине его, должны превратиться в комообразные плохо действующие и невозможные на практике массы.

50. Итак, при возрастании веса снаряда одно из двух: или крылья поглощают все бо́льшую и бо́льшую часть (C_a) его полного веса, когда плотность (D) их не изменяется, — или они превращаются в рыхлую массу, не рассекающую воздух и не исполняющую своего назначения, когда плотность (D) их может уменьшаться пропорционально увеличению веса снаряда.

И то и другое показывает, что размеры летательных приборов ограничены.

51. С помощью последних уравнений мы можем получить и более определенные выводы.

Вычислим размеры и площадь крыла, сделанного из лучшей стали. В уравн[ении] (12) положим все коэффициенты равными, кроме запасного коэффициента (C), который, допустим, вдвое больше других, т. е.:

$$C = 2C_a \quad \text{и} \quad 1 = 9\,C_a;$$

а так как один из коэффициентов, именно пассажирский (C_p), не может быть меньше 50 кг (3 пуда — вес худощавого человека небольшого роста), то и $P_a = 50$ кг, а $P_V = 450$ кг (27 пудов); кроме того, положим в уравн[ении] (42): $D_1 = 7$; $m = 5$; $K = 700\,000$ кг [на кв. дц], или 70 кг на кв. мм сечения; $D = 7$ (т. е. крыло из сплошной стали, без пустот); тогда вычислим ширину (l) крыла в 0,85 м, а следовательно, длину в 1,7 м. Маловато! Но из формулы мы видим, что ширина (l) крыла пропорциональна корню четвертой степени из $\frac{1}{D}$ уменьшения плотности материала. Поэтому, если разредить среднюю плотность (D) крыла, напр[имер], в 16 раз,

составив его из полых трубок, перекладин и тому подобного, то ширина (l) крыла и длина (L) его увеличатся в 2 раза

$$(\sqrt[4]{16});$$

площадь от 1,4 кв. м дойдет до 5,8 кв. м. Не будет ли, однако, такое крыло чересчур «пухло», т. е. не примет ли оно комообразного вида? Из уравн[ения] (41) найдем:

$$\frac{h}{l} = \frac{P_a}{l^3 D} \tag{52}$$

или выражение для «пухлости» крыла, которое показывает, какую часть составляет толщина (h) крыла по отношению к ширине (l) его. Полагая тут, согласно последним условиям и вычислениям:

$$P_a = 50 \text{ кг}; \quad l = 1{,}7 \text{ м}; \quad D = \frac{7}{16}$$

(близко к плотности сухого елового дерева), вычислим:

$$\frac{h}{l} = \frac{1}{44};$$

это совсем не «пухло». Если бы еще уменьшили среднюю плотность (D) крыла в 16 раз (таких физических малоплотных тел мы не знаем), то размеры его еще бы увеличились в 2 раза, «пухлость же» выразилась бы дробью $^1/_{22}$; площадь крыла составила бы 23 кв. м.

$$(l = 3{,}4 \text{ м}; \quad L = 6{,}8 \text{ м}).$$

Относительно «пухлости» $\left(\frac{h}{l}\right)$ можем дать и общие законы. Из уравн[ения] (42) найдем:

$$l = \sqrt[4]{\frac{P_a{}^2 K}{3 D D_1 P_V m}}; \tag{53}$$

выключая теперь l из формулы (52), получим:

$$\frac{h}{l} = \sqrt[4]{\frac{27 m^3 D_1^3 \cdot P_V^3}{D K^3 P_a^2}}; \tag{54}$$

значит, «пухлость» $\left(\frac{h}{l}\right)$ крыла обратно пропорциональна корню четвертой степени из средней его плотности (D).

Определим наибольшую величину l и площадь S крыла, предполагая наибольшую возможную рыхлость $\left(\frac{h}{l}\right)$ и прочность материала. Для этого сначала исключим из уравнений (52) и (54) P_a посредством формулы

$$C_a = \frac{P_a}{P_V}. \qquad (13)$$

Затем из измененного (54) узнаем отношение $\frac{P_V}{D}$, которое исключим из ур[авнения] (52); после всего этого найдем:

$$l = \frac{1}{3} \cdot \left(\frac{h}{l}\right) \cdot \frac{C_a \cdot K}{D_1 \cdot m}. \qquad (55)$$

Отсюда видим, что размер l крыла пропорционален его «пухлости» $\left(\frac{h}{l}\right)^*$, крепости материала в обыкновенном плотном его виде $\left(\frac{K}{m}\right)$ и коэффициенту крыла (C_a).

Все это имеет предел, и потому размеры крыла и его площадь (S) узко ограничены. Положим, напр[имер]:

$$\frac{h}{l} = \frac{1}{20} \text{ (пухлость)}; \quad \frac{K}{D_1} = 100\,000; \qquad (56)$$

$C_a = {}^1/_9$ и $m = 5$ (прочность); тогда вычислим: $l = 3{,}6$ м; $L = 7{,}4$ м; $S = 2 \cdot l^2 = 26{,}64$ кв. м.

57. Итак, какой бы мы ни затеяли громадный авиационный прибор, весьма сомнительно, чтобы крылья его могли превзойти площадь 54 кв. м[7]. Что касается до абсолютного веса их (P_a), то, теоретически, он произвольно мал или велик, если бы только материю можно произвольно расширять и уплотнять; уплотнение, впрочем, не может перейти величины наиболее плотных и крепких веществ (напр., стали). Действительно, уравн[ение] (55) не содержит масс P_a, P_V и т. д. и, стало быть наибольшая величина l крыла не зависит от его веса (P_a), так же как и плотности (D).

58. Построим мысленно множество летательных машин самого разнообразного веса (P_V); наибольший размер l крыла, по формуле (55), не зависит от веса снаряда, и потому всем им мы придадим крылья одного и того же размера l и формы, хотя и разной плотности, а потому и веса. Вес их будет пропорц[ионален] весу снаряда, а площадь составит 54 кв. м.

* Этим подтверждается вывод (49) и (50): «пухлость» пропорциональна размеру крыльев l.

58_1. Тогда, по уравн[ению] (28), можем заключить: энергия (Е) двигателей, потребная для летания посредством крыльев, при прочих одинаковых условиях, пропорциональна весу (P_V) снаряда. При этом выводе не принимается во внимание чрезвычайно различная поступательная скорость (V) снарядов; в самом деле, скорость больших тяжелых снарядов будет гораздо больше и потому энергия не будет так быстро возрастать с весом снаряда, как мы нашли (58).

Зная наибольшую площадь крыльев (54 кв. м) для всякого авиационного прибора, мы могли бы, по уравн[ению] (28), определить и абсолютную величину энергии (E) двигателей, при данном весе снаряда и разных его коэффициентах; но в том-то и штука, что нам неизвестна еще величина их, как и величина поступательной скорости прибора.

К решению этих задач мы сейчас и приступим.

V

ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ ПОСТУПАТЕЛЬНАЯ СКОРОСТЬ АЭРОПЛАНА И ЭНЕРГИЯ ЕГО МОТОРОВ

Из уравн[ения] (28) следует: чем быстрее поступательное движение летательного снаряда, тем энергия (E) двигателей первого рода (для поддержания снаряда на весу) меньше. Но при движении этом, кроме горизонтальной слагающей давления встречного воздуха на крыло (фиг. 2), этот самый воздушный поток производит давление также и на корпус снаряда и на его крылья, оказывающие сопротивление среде помимо их наклона к горизонту. Чтобы одолеть эту новую сумму давлений на корпус и крылья, нужна еще тяга второго рода (f_2) и еще двигатели, рождающие такую тягу.

Мы видели (уравн[ение] 55), что для больших снарядов крылья обязательно довольно «пухлы» ($\frac{h}{l}$ не менее $^1/_{20}$), т. е. толщина (h) их составляет порядочную часть их ширины (l) и длины (L); так что они испытывают при движении не только трение о воздух, но и сопротивление иного рода, зависящее от степени их «пухлости» и инерции воздуха. Какая «пухлость» для крыльев наиболее выгодна и какая относительная их площадь наиболее практична — решить мы не беремся.

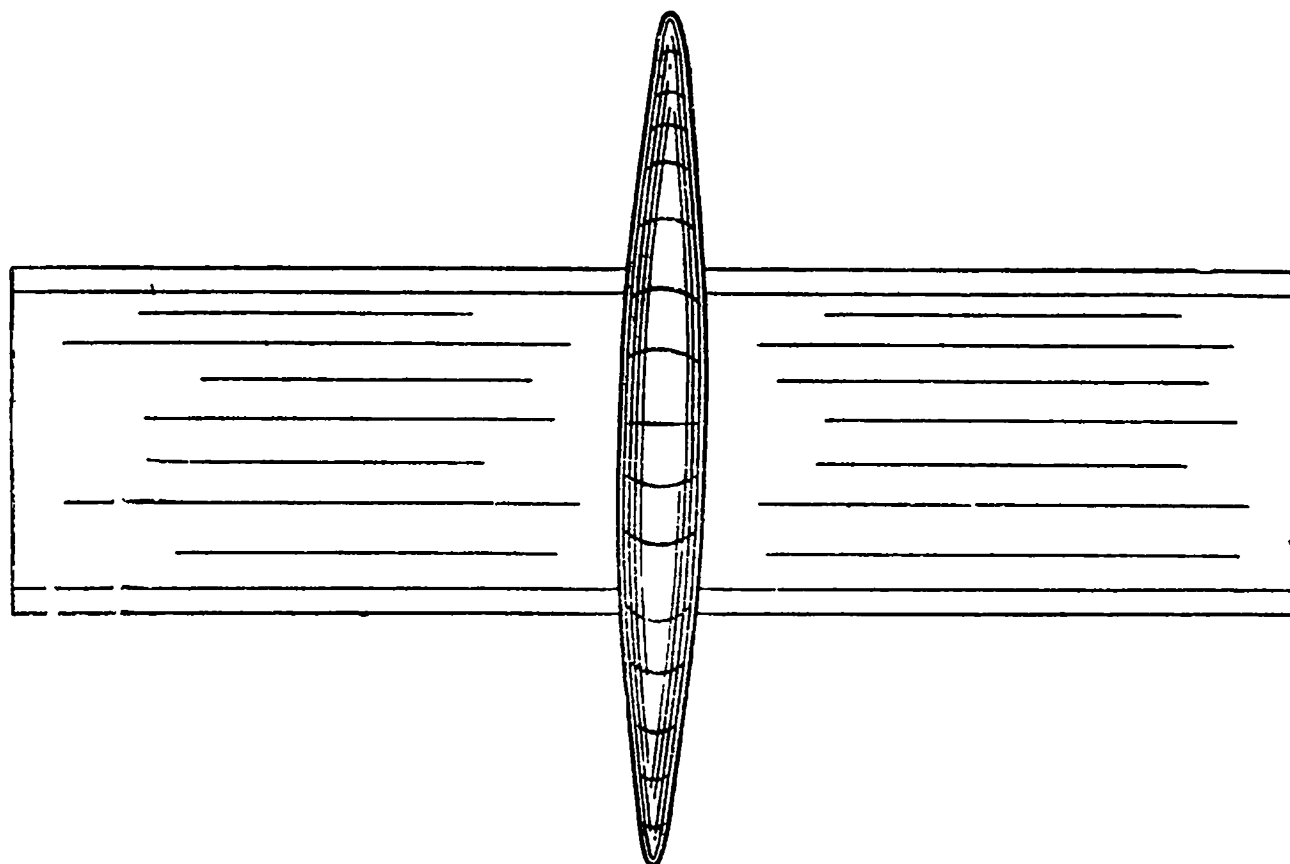
Подражая летающим существам, можем сказать:

60. Крыло не должно быть очень «пухло» и величина его поверхности не должна очень отличаться от величины поверхности самого корпуса снаряда.

61. Если крылья не очень «пухлы»

$$\frac{h}{l} < \frac{1}{20}$$

и поверхность их равна поверхности корпуса, то, очевидно, сопротивление их встречному воздушному потоку приблизительно равно сопротивлению корпуса — во всяком случае, не более последнего. Для проектируемых нами снарядов мы так и положим: определим давление на корпус и увеличим его в несколько раз ($n + 1$), сообразно тому, во сколько раз полное сопротивление корпуса и крыльев более сопротивления одного корпуса (1). Так, если поверхность крыльев в 2 раза (n) более поверхности корпуса, то положим, что и сопротивление их во столько же раз больше сопротивления корпуса; полное же сопротивление ($n + 1$) будет в 3 раза больше.



Фиг. 5

Давление воздуха на круглую площадь (радиуса r), при прямолинейном и нормальном ее движении со скоростью V, будет:

$$\frac{\pi r^2 d}{g} \cdot V^2, \tag{62}$$

где d есть плотность воздуха, g — ускорение Земли (9,8 м[в сек^2]), а r — полупоперечник среднего сечения снаряда. Давление на корпус, благодаря его птицеподобной форме (только еще раза в 3 острее), в несколько раз (U) меньше, чем следует по (62); так что оно будет равно:

$$\frac{\pi r^2 d V^2}{gU}; \tag{63}$$

здесь U есть утилизация формы корпуса.

Но сопротивление крыльев еще увеличивает это давление в $(n+1)$ раз, потому что поверхность и сопротивление одних крыльев в n раз больше поверхности и сопротивления корпуса.

Итак, полное давление на снаряд, не зависимое от наклона крыльев, или тяга второго рода (f_2), равна

$$f_2 = \frac{\pi r^2 d V^2 (n+1)}{gU}. \tag{64}$$

Работа (T_2) второго рода, совершаемая снарядом при рассечении им воздуха в единицу времени, выражается формулой:

$$[T_2] = f_2 V. \tag{65}$$

Но так как гребневой винт не имеет неподвижной опоры, как, напр[имер], колеса локомотива, то часть полной работы двигателей второго рода (T_2) бесплодно пропадает и только остальная ее часть, [пропорциональная коэффициенту] C_h, идет на проложение пути для снаряда; поэтому имеем:

$$T_2 C_h = f_2 V. \tag{66}$$

Исключая отсюда f_2, посредством уравн[ения] (64), и определяя из полученного уравн[ения] T_2, найдем:

$$T_2 = \frac{\pi r^2 d (n+1) V^3}{g C_h U}, \tag{67}$$

или выражение для силы двигателей (секундной их работы) второго рода. Здесь можно положить:

$$T_2 = E P_2, \tag{68}$$

ибо работа мотора выражается произведением его средней энергии (E) на вес (P_2); исключая затем из полученного уравн[ения] P_2 при помощи (19), найдем:

$$E P_V \cdot C_2 = \frac{\pi r^2 d (n+1) V^3}{g C_h U},$$

откуда:

$$V = \sqrt[3]{\frac{g C_h U E C_2 P_V}{\pi r^2 d (n+1)}}. \tag{69}$$

По этой формуле мы не можем определить поступательную скорость (V) снаряда, потому что нам неизвестна энергия (E) его моторов. Но

мы ее узнаем, если выключим V из уравн[ения] (28). Сделав это, найдем:

$$E = \frac{\sqrt{P_V r} \cdot \sqrt[4]{\pi(n+1)}}{C_h \sqrt{d} \cdot \sqrt[4]{8gS^3U \cdot (C_1^3 \cdot C_2) \cdot \left\{f\left(\frac{a}{b}\right)\right\}^3}} . \qquad (70)$$

Не забудем, что тут $f\left(\frac{a}{b}\right)$ выражается уравнением

$$f\left(\frac{a}{b}\right) = \frac{21\sqrt{\frac{a}{b}}}{2g\sqrt{\pi}\left(7+\frac{2a}{b}\right)} , \qquad (2)$$

где $\frac{a}{b}$ есть отношение длины (L) крыла к его ширине (l).

71. Очевидно, корпус снаряда, подымающего человека, не может быть очень маленьким: в ширину и высоту ($2\,r$), по крайней мере, 1 метр, а в длину 10 м. Только при такой продолговатости, в соединении с плавной формой рыбы, он легко рассекает воздух и движется быстро. Если, при той же площади среднего поперечного сечения корпуса, сдавив его с боков и подняв кверху, сделать его эллиптическим, то помещение в корпусе сделается довольно свободным даже для 8 — 10 человек. Удвоив все размеры, найдем, что помещение в 10 сажен (20 м) длины и одну сажень (2 м) ширины и высоты с удобством вместит до 40 путешественников. Итак, вес снаряда (P_V), при одних и тех же размерах корпуса (r), есть величина переменная, и в этом случае, применяя последнее уравн[ение], скажем: энергия мотора (E) должна быть пропорциональна квадратному корню из веса всего снаряда, со всем содержимым (P_V).

72. Формулу (70) мы вывели при условии: сопротивление и площадь (2 S) крыльев в n раз больше площади или сопротивления корпуса встречному воздушному потоку. Но поверхность корпуса, принимая ее полученной от вращения дуги параболы, близ ее вершины, вокруг хорды, равна приблизительно

$$\frac{2}{3}\pi(2r)\cdot(20r) = \frac{80}{3}\cdot\pi r^2, \qquad (73)$$

или, еще менее точно — $80\,r^2$; следовательно, площадь крыльев ($2S$) выражается формулой

$$2S = 80\,r^2 \cdot n,$$

откуда

$$n = \frac{S}{40\,r^2} . \qquad (74)$$

75. Мы предполагали равенство всех коэффициентов [C] (51), почему и в уравн[ении] (70) C_1 и C_2, т. е. коэффициенты двигателей

первого и второго рода, можно предположить равными, но будет ли это выгодно? Энергия моторов обратится в минимум, когда произведение $C_1^3 \cdot C_2$ в уравн[ении] (70) обратится в максимум. Оставляя сумму коэффициента неизменной

$$\left(\frac{1}{9}+\frac{1}{9}=\frac{2}{9}\right),$$

напишем:

$$C_m = C_1 + C_2. \tag{17}$$

Нам надо отыскать максимум функции:

$$f = C_1^3 \cdot C_2, \tag{76}$$

в которой мы исключим C_2 посредством (17); затем производную полученной функции приравняем нулю; найдем:

$$\frac{df}{dC_1} = 3C_m C_1^2 - 4C_1^3 = 0; \tag{77}$$

решая это уравнение, получим:

$$C_1 = \frac{3}{4} \cdot C_m \quad \text{и} \quad C_2 = \frac{1}{4} C_m. \tag{78}$$

79. Итак, чтобы ограничиться наименьшей энергией (E) моторов, необходимо общий вес (P_m) их распределить на 2 части, одна из которых, предназначенная на рассечение среды корпусом и крыльями, должна быть в 3 раза больше другой, предназначенной собственно для поддержания снаряда на весу. Короче — работа двигателей 1-го рода должна быть втрое больше работы двигателей 2-го рода, или — для поддержания определенной, наиболее выгодной скорости авиационного прибора назначается лишь $^1/_4$ доля полной работы моторов.

Теперь мы можем разобрать подробно значение всех величин, входящих в уравн[ение] (70), а также и вычислить величину энергии, потребной для полета.

80. Вес снаряда (P_V) не менее 450 кг (27 пудов); но вес этот может возрастать до известного предела, при котором средняя плотность крыльев равна плотности стали или другого вещества; при этом возрастании все коэффициенты также возрастают пропорционально, и тогда энергия E будет пропорциональна квадратному корню возрастания веса. Если, напр[имер], ряд аэропланов поднимают последовательно 1; 4; 9 и 16 человек, то энергия моторов последовательно возрастает так: 1;2;3 и 4.

81. 2r, или диаметр среднего поперечного сечения корпуса, не менее метра; если эту круглую площадь, не изменяя ее величины, несколько

сдавить с боков — сделать продолговатой, эллиптической, то сопротивление ее воздуху почти не нарушится, между тем как высота полученной камеры будет достаточна для удобного сидения (около 2 аршин).

82. C_h, или коэффиц[иент] винта, не более $^3/_4$.

83. E зависит от плотности (d) среды. Именно, энергия двигателей снаряда, поднимающегося в высоту, увеличивается пропорционально квадратному корню из разрежения $(\frac{1}{d})$ высших слоев атмосферы. Так, на высоте 10 верст, где воздух вчетверо реже, от снаряда, при том же его весе, требуется вдвое большее напряжение сил. На высоте 5 верст — раза в полтора; на высоте одного километра и менее — изменение энергии весьма незначительно; настолько же незначительно оно и при метеорологических колебаниях.

84. S, или поверхность одного крыла, выражается формулой (43).

$$S = 2l^2 \quad \text{и} \quad (55) \quad l = {}^1/_3\left(\frac{h}{l}\right)\frac{C_aK}{D_1m},$$

откуда:

$$S = \frac{2}{9}\left(\frac{h}{l}\right)^2 \cdot \frac{C_a^2K^2}{D_1^2m^2}. \tag{85}$$

S не может быть более 27 кв. м (57)[8].

86. n зависит от S и, стало быть, есть величина столь же постоянная (уравн[ение] 74).

87. U есть утилизация продолговатой формы корпуса в отношении рассечения им воздуха. При хорошей форме корпуса и продолговатости его в 10, U близко к 50.

88. Произведение $C_1{}^3 \cdot C_2$ под знаком радикала в уравн[ении] (70), на основании формулы (78), равно

$$C_1^3 \cdot C_2 = \frac{27}{256} \cdot C_m^4; \tag{89}$$

следовательно, энергия (E) обратно пропорциональна

$$\sqrt[4]{\frac{27}{256}} \cdot C_m,$$

т. е. она обратно пропорциональна коэффициенту (C_m) моторов.

Теперь мы имеем все данные, чтобы вычислить величину энергии (E), потребной для полета. Положим:

90. $P_V = 450$ кг (27 пудов); $2\ r = 1$ м;

$$U = 50; \quad d = 0{,}0013; \quad \frac{a}{b} = 2$$

(продолговатость крыла, входящая в функцию № 2);

$$g = 9{,}8 \text{ м [сек.}^2]; \quad S = 27 \text{ кв. м}; \quad C_m = \frac{2}{9}; \quad C_h = \frac{3}{4}.$$

Не забудем также вспомогательных уравнений (2), (74), (78) и (89). Тогда вычислим $E = 18{,}6$ килограммометра, т. е. в среднем, двигатель (вместе с генератором силы), на каждый килограмм (2,4 фунта) своего веса, должен в 1 секунду давать работу в 18 $^1/_2$ килограммометра, или он должен поднимать самого себя на $18^1/_2$ м в каждую секунду. Это соответствует работе $2^1/_2$ паровой лошади на каждые 10 кг (24 фунта) веса машины или около 1 лошадиной силы на 10 фунтов мотора *.

91. Я долго не верил этому выводу и все искал в своих формулах ошибок, но, к сожалению, не отыскал их. По прилагаемому чертежу (№ 5) вы видите относительные размеры крыльев снаряда. Истинная длина его — 10 м, ширина, с распростертыми крыльями, — около 15 м; $^2/_9$ полной подъемной силы авиационного снаряда поглощаются весом крыльев, столько же берут моторы (6 пудов); остаются $^5/_9$ подъемной силы (15 пудов), которые распределяются на корпус (3 пуда), топливо (3 пуда), пассажира (3 п[уда]), разные принадлежности аэроплана (3 п. = 50 кг) и, наконец, запасные 3 пуда (50 кг). Требуемая для полета и подъема одного человека (от 50 до 100 кг) энергия моторов, хотя и меньше энергии, будто бы достигнутой Максимом, тем не менее, она в 18,6 раза более энергии наисильнейших газовых и керосиновых двигателей г. Яковлева, в 40 раз более бензиновых или керосиновых двигателей Отто и в 186 раз более энергии обыкновенных небольших паровых машин.

92. Кстати, приведем и другие вычисления для того же снаряда. Так, по формуле (41), можем узнать среднюю плотность крыльев; она оказывается равной $^2/_{99}$, или около $^1/_{50}$ плотности воды; стало быть, средняя плотность крыла должна быть в 20 раз меньше плотности сухого елового дерева (0,4). Трудненько сделать такое крыло!

93. Но если бы вес снаряда и всех его частей был в несколько раз больше, то плотность крыла должна бы увеличиться во столько же раз, хотя размер его при этом не мог бы увеличиться. Действительно, исключив из уравн[ения] (54) P_a, или вес крыла, посредством уравн[ения] (13), найдем:

$$\frac{P_V}{D} = \left(\frac{h}{l}\right)^4 \cdot \frac{K^3 C_a^2}{27 D_1^3 \cdot m^3}, \tag{94}$$

т. е. плотность (D) крыла должна возрастать пропорционально весу (P_V) снаряда, чтобы не изменились «пухлость» $\left(\frac{h}{l}\right)$ крыла и отноше-

* Энергия двигателя летательной машины Максима доходила до 21 килограммометра и даже, будто бы, в $2^1/_2$ раза более, т. е. до 52 килограммометров.

ние его веса (C_a) к весу снаряда; из уравнения (55) видно, что раз не изменяются $\frac{h}{l}$ и C_a — не изменяется и размер крыла l. Очевидно, плотность крыла может только достигнуть плотности стали (если оно сделано из стали) — не более, т. е. плотность крыла может увеличиться только в 760, во столько же раз может увеличиться и полный вес (P_V) снаряда, и его груз, так что:

95. Наибольший груз, который может поднять снаряд с крыльями, составляет 760 человек пассажиров или 76 тонн (4600 пудов).

96. Из формулы (70) видно, что при этом энергия двигателей должна возрасти в 27,6 раза и составлять около 513,4 килограммометра на каждый килограмм веса машины, что соответствует силе 6,8 паровой лошади на $2\,^2/_3$ фунта двигателя или почти 2 лошади (2,5) на 1 фунт. Эта энергия (E) в 513 раз более энергии машин г. Яковлева и в 5134 — обыкновенных паровых машин (в 1—2 силы)[9].

97. Вычислим теперь поступательную скорость нашего снаряда, поднимающего одного человека, а вмещающего не более 4-х. Для этого воспользуемся уравн[ениями] (69) и (78), из которых найдем: $V = 35{,}4$ м в 1 секунду, или 128 км в 1 час (верст 120). Скорость не дурна! В 3 часа можно пролететь из Москвы в Нижний-Новгород.

98. Наш снаряд предельного веса, с крыльями из массивной стали (92—95), получил бы скорость, как видно из уравн[ения] (69), в 83 раза большую

$$\sqrt[3]{EP_V},$$

т. е. 2 938 м в 1 сек., или 10 128 км в 1 час. Частицы водорода, при обыкновенных условиях, двигаются с меньшею скоростью; этой скорости достаточно, чтобы ядро, пущенное с Луны, удалилось от нее навеки. Разумеется, приводимые теоретические выводы на практике совсем не достижимы и даже не желательны. В самом деле, этот снаряд, подымающий только 760 человек (от 50 до 100 кг весом), должен обладать, помимо громадной энергии, силою в 390 184 метрич. лошади (516 800 обыкновенных паровых лошадей); на каждого пассажира, таким образом, приходится 513 метр[ич]. лош[адей], или 680 обыкновенных.

Выгодно ли это, дешево ли это!

99. Но возвратимся к нашему наиболее легкому летательному снаряду. Объем его корпуса таков, что он может свободно вместить до 4 человек. Поэтому мы приводим тут данные относительно этого снаряда, поднимающего последовательно 1, 2 и 4 человек. Размеры его неизменны: длина корпуса — 10 м, средняя ширина — 1 м (высота средней части — около 2 аршин, ширина — около 1 арш.); ширина крыла — 3,67 м, длина—7,34 м, поверхность его 27 кв. м, поверхность двух крыльев 54 кв. м, объем корпуса не менее 4 куб. м.

Коэффициенты также неизменны, но абсолютные массы моторов, крыльев, корпуса и т. д. возрастают пропорционально числу пассажиров — эта пропорциональность есть прямое и неизбежное последствие увеличения числа пассажиров.

Таблица 100

Число пассажиров	Вес снаряда (кг)	Вес мотора (кг)	Энергия мотора (кГм)	Сила мотора (метрическ. лошади)	Секундная скорость (м)	Часовая скорость (км)	Вес 2-х крыльев	Вес 1 кв. метра крыла (кг)	Средняя плотность крыла	Время полета (часы)
2	900	200	26,2	52,5	49,9	180,5	200	3,6	$\frac{1}{50}$	6
1	450	100	18,6	18,6	35,4	128	100	1,8	$\frac{1}{25}$	4
4	1800	400	37,2	148,8	70,8	256	400	7,2	$\frac{1}{12,5}$	3

Отсюда (100) мы видим, что вес крыльев равен весу моторов и простирается от 3 до 24 пудов. Энергия моторов, в 1 секунду, на килограмм двигателя — до 37 килограммометров. Эта энергия (для поднятия 4-х человек) в 37 раз более энергии двигателей г. Яковлева, на 4 пуда веса которых, при благоприятных условиях, приходится одна паровая лошадиная сила. Часовая скорость выражена в километрах (приблизительно — версты). Скорость почтенная, значительно превышающая скорость воздушных течений. Сила моторов еще более почтенная, так как доходит до 149 метрических лошадей (почти 199 обыкновенных паровых сил); на человека, средним числом, расходуется 50 паровых лошадей. Крыло легкое, и каждый квадр. метр его весит, средним числом, от 2 до 7 кг (от 5 до 17 фунтов); средняя плотность от $^1/_{50}$ до $^1/_{12}$ плотности воды, т. е. в 20—5 раз легче елового дерева. Насколько осуществимо такое крыло на практике — представляю судить читателю. Я лично думаю, что такое крыло возможно построить, хотя и с большим трудом. Время безостановочного полета снаряда простирается от 3 до 6 часов. Чем меньше аэроплан, тем время полета больше; в основание мы принимаем бензиновые двигатели, требующие только $^1/_2$ кг бензина на 1 метрич. лошадь (менее 1 фунта на обыкновенную паровую силу); если двигатель паровой, то требуется значительный запас воды, который время полета сокращает в несколько раз (Максим употреблял паровые моторы весьма высокого давления); запас бензина мы полагали вдвое меньшим, чем вес двигателей, и равным в отдельности: весу корпуса, аксессуаров аэроплана и запасному подъему, который можем употребить, напр[имер], для упрочения корпуса. Коэффициент разрыва стали принимался в 70 кг на кв. мм сечения; прочность — 5.

101. Приводимые результаты не кажутся нам особенно удовлетворительными в отношении исполнимости; натянем струну до последней степени: положим, что поверхность крыльев имеет величину гораздо большую.

Из формулы (55) мы видим, что размер крыла пропорционален $\frac{K}{m}$, т. е. пропорционален крепости вещества и обратно пропорционален желаемой прочности крыльев. Если бы мы могли увеличить крепость (K) вещества вдвое или если бы мы рискнули уменьшить прочность крыльев (m) во столько же раз, то размеры их могли бы быть в 2 раза больше, а площадь — в 4 раза. Низводя прочность до 2 $^1/_2$ (недопустимый на практике коэффициент), поверхность 2 крыльев доведем до 216 кв. м. Такова, по известиям, была поверхность крыльев у летательной машины Максима. Меня удивляет, как ему удалось устроить крылья таких огромных размеров; вероятно, они снабжены были разными мачтами и тяжами, как крылья Лилиенталя, и потому должны представлять встречному воздушному потоку большое сопротивление. От этого скорость снаряда не может быть наибольшей, а следовательно, и энергия (E) — наименьшей.

Как бы там ни было, допустим, что и наш снаряд имеет такие крылья, при том плавной формы и без всяких наружных выдающихся частей, сопротивление которых мы и не будем, значит, иметь в виду. По уравн[ениям] (70) и (74), если одновременно расширим вдвое и помещение корпуса, т. е. увеличим r вдвое или объем снаряда в 8 раз, то n останется неизменным, энергия же (E) двигателей уменьшится ровно в 3 раза. Обширное помещение корпуса даст нам возможность приспособить его для полетов многих лиц — именно, до 64.

102. Вот общие данные для таких снарядов, подобно устроенных, только разной плотности и веса. Высота и ширина корпуса в средней части (2 r) — 2 м (около 1 саж.), длина его — 20 м, поверхность около 80 кв. м, объем — не менее 32 куб. м (вес — различен); поверхность двух крыльев равна 216 кв. м, их средняя «пухлость», или выпуклость $(\frac{h}{l})$ — $^1/_{20}$, длина — 14, 68 м, ширина 7,34 м, прочность их 2 $^1/_2$ (не ахтительная), материал — самый лучший.

103. Пусть, для восьми снарядов, число пассажиров последовательно будет: 1, 4, 9, 16, 25, 36, 49 и 64; на каждого пассажира, с запасным грузом, мы кладем по 100 кг (6 пудов), так что вес их последовательно будет: 100, 400, 900, 1600, 2500, 3600, 4900 и 6400 кг, т. е. до 6 $^1/_2$ тонны (390 пуд.). Теми же числами выразятся веса моторов у разных снарядов; теми же числами выразятся и массы корпусов с необходимыми принадлежностями для них и для пассажиров; таков же будет, последовательно, и вес 2 крыльев. Вес бензина для работы в моторах также положим пропорциональным числу пассажиров; он выразится числами вдвое меньшими. Итак, мы

определили полный вес снарядов, который последовательно будет: 450. 1800, 4050, 7200, 11 250, 16 200, 22 050 и 28 800 кг, т. е. от $^1/_2$ до 28 тонн, или от 27 пудов до 1728 с лишком.

104. Энергию моторов (E) вычислим последовательно: 9,3; 18,6; 27,9; 37,2; 46,5; 55,8; 65,1; 74,4 килограммометра. Стало быть, энергия возрастает пропорционально квадратному корню из числа пассажиров; для последнего снаряда она в 8 раз больше, чем для первого. Эти же числа выражают, во сколько раз энергия двигателей наших снарядов должна превышать энергию машин, которые, средним числом, при весе в 4 пуда, дают одну паровую лошад[иную] силу (машина считается с генератором силы, как одно целое); эти же числа показывают, сколько метрических лошадиных сил (метрич[еская] лошадь $=^4/_3$ паровой) приходится на 1 пассажира воздушного корабля; так, для пассажира восьмого корабля должна работать машина в 74 метрич. лошади, или в 100 обыкновенных сил. Отсюда видно, как трудно устраивать корабли, поднимающие значительное число воздушных путешественников. Между тем как самый громадный теоретический аэростат, при условиях гораздо менее натянутых, подымает до 600 пассажиров[10], требуя на каждого не более 1 метрич. лошади и двигаясь со скоростью 62 км [в час.]. Итак, про отношение наибольшого аэростата к аэроплану № 8 можем сказать так: во сто раз больше пассажиров и во сто раз меньшая энергия двигателей; во сто раз бóльшая возможность исполнения и во 100 раз[11] меньшие расходы на путешествие. («Аэростат металл[ический] управляемый», вып. 1—2, Циолковский).

Мы скоро увидим, что наши, как будто чудовищные, выводы вполне подтверждаются данными об опытах Максима и Лилиенталя.

105. Абсолютная сила восьми авиационных приборов последовательно будет, в метрических лошадях: 9,3; 74,4; 251,1; 595,2; 1164,5; 2008,8; 3190,9 и 4761,6; ясно, что сила двигателей возрастает быстрее веса снаряда: она пропорциональна весу снаряда, умноженному на квадр[атный] корень из него.

106. Часовые скорости аэропланов последовательно будут: 64;128; 192; 256; 320; 384; 448 и 512 км; начинаясь от величины довольно незначительной, равной скорости больших аэростатов, она достигает поразительной величины — 500 верст в 1 час. Но такая скорость необходима и наиболее выгодна; если бы мы ее вздумали уменьшить, то энергию моторов пришлось бы еще увеличить и проект авиационного прибора оказался бы еще менее осуществимым. На эту ужасную скорость тратится, однако, только четвертая доля полной силы двигателей, остальные $^3/_4$ идут исключительно на поддержание снаряда в воздухе, т. е. на борьбу с тяжестью. Закон скоростей явен: скорость пропорцион[альна] квадратному корню из веса снаряда или числа пассажиров.

107. Средняя плотность (D) крыльев для разных снарядов последова-

тельно выразится: 1/400; 4/400; 9/400; 16/400; 25/400; 36/400; 49/400 и 64/400; значит, от 1/400 до 1/6* плотности воды; для самого тяжелого снаряда (из приводимых) она в $2^1/_2$ раза менее плотности сухого елового дерева. Отсюда видно, как трудно строить крылья с большою поверхностью и малого веса. Квадратный метр их, средним числом, последовательно будет весить, в килограммах: $^1/_2$; 2; $4^1/_2$; 8; $12^1/_2$; 18; $24^1/_2$ и 32 кг; на самом деле, еще немного менее; заметим, что крыло должно выдерж[ив]ать немалое давление, почти равное половине веса снаряда; центр этого давления приблизительно совпадает с геометрич[еским] центром крыла. На каждый квадратный метр поверхности крыла приходится, средним числом, давление встречного воздуха в 8 раз превышающее приведенные числа.

108. Запас бензина позволяет аэроплану пройти значительное пространство без возобновления запаса топлива. Это пространство для всех аэропланов одно и то же; полагая, как и прежде, для аэропланов вдвое меньших размеров,— по $^1/_2$ кг бензина на силу в 1 час (что очень мало), найдем, что наибольший рейс составляет около 700 км; но время его совершения для всех снарядов различно, именно — обратно их скоростям; так что времена эти будут последовательно равны: 11; $5^1/_2$; $3^2/_3$; $2^3/_4$; $2^1/_5$; $1^5/_6$; $1^4/_7$; $1^3/_{11}$ часа.

Ввиду большой энергии моторов, весьма вероятно, что утилизация ими тепла далеко не такая идеальная, как мы предполагаем ($^1/_9$); так что как пространство в 700 км, так и времена полетов должны сократиться на практике в 2—3 раза.

109. Подтвердим теперь наши выводы опытами Максима. Его летательный снаряд весил вместе с 2-мя пассажирами и запасами топлива и воды 2725 кг; отсюда видно, что вес его заключается между двумя нашими снарядами, поднимающими 4 и 9 человек (103). Поверхность крыльев прибора Максима, так же как и устройство его, весьма близко подходили к тому, что мы предполагали и для наших аэропланов (фиг. 2). Поэтому сила его двигателей должна заключаться между пределами 74 и 251 метрических лошадей ($^4/_3$ обыкновенной паровой силы). Сила моторов снаряда Максима, как известно, заключалась между 90 и 225 метрич. лош[адей] (от 120 до 300 обыкновенных лош[адей]). Мы уже видим, что выводы наши несколько правдоподобны. Делая более точные расчеты по имеющимся формулам и законам, найдем, что снаряд, подобный снаряду Максима, с крыльями в 216 кв. м, весящий как и он, 2725 кг, должен обладать двигателем в 137 метрических лошадей. Не близко ли это к выводам Максима![12] Скорость его снаряда доходит до 150 км в час, что опять не противоречит нашим расчетам (по № 106, от 128 до 192 км [в час]). Впрочем, пролетая свои 100 м, едва ли он имел такие скорости, ввиду

* Благодаря выпуклой поверхности крыльев средняя плотность их может быть значительно больше, что утешительно.

несовершенства в устройстве его крыльев. Относительно будущности авиационного прибора и его значения для жизни, сам Максим сознается, что применимость его специальная, исключительная,— к военным целям, но никак не для перевозки грузов и пассажиров, т. е. знаменитый изобретатель высказывает те же мысли, которые мы высказали год с лишком тому назад об аэропланах («Аэростат», вып. 2, 1893 г., стр. 83).

110. Но замечательна энергия, которой добился от своих моторов Максим! Его двигатель (вместе с генератором силы, конечно) весил около 420 кг. Сила же его была от 90 до 225 метрич. лошадей; таким образом, энергия (E) его, в 1 секунду, на 1 килограмм машины, заключалась между пределами 21,4 и 53,5 килограммометра. Применяя такую энергию к нашим авиационным приборам с поверхностью крыльев в 216 кв. м (102), найдем, что этой энергии достаточно для поднятия снаряда с экипажем от 5 до 35 человек.

Если бы Максим мог придать своим двигателям некоторую долговечность и постоянство, то это дело было бы вполне достойно бессмертия великого изобретателя.

111[13]. Кстати, подтвердим наши выводы и при посредстве другого знаменитого исследователя — Отто Лилиенталя, так ужасно пострадавшего недавно за науку.

Из уравн[ения] (3_1) находим

$$V_n = \sqrt{\frac{21^2\left(\frac{a}{b}\right)\cdot V_p^2}{4\pi\left(7+\frac{2a}{b}\right)^2} + \frac{F\cdot g}{S\cdot d}} - \frac{21\sqrt{\frac{a}{b}}\cdot V_p}{2\sqrt{\pi}\left(7+\frac{2a}{b}\right)}. \qquad (112)$$

По этой формуле можем вычислить скорость вертикального падения парашюта Лилиенталя. Известно, что последний, на своем снаряде, спускался по воздуху в наклонном направлении с холма высотою в 80 м; время спуска было около 40 секунд; ветер дул ему навстречу со скоростью 7 м в секунду, причем пролетел он 320 м в горизонтальном направлении. Скорость поступательная составляла около 8 м [в сек.], скорость падения — 2 м [в сек].

Стало быть, в формуле (112) мы положим:

$$V_p = 7 + 8 = 15 \text{ м [в сек.]},$$

т. е. относительную скорость (по отношению к воздуху) мы составляем из суммы скоростей снаряда (относительно земли) и ветра; F, или тяжесть прибора с воздухоплавателем, как известно, равнялась около 90 кг; поверхность (S) крыльев — 14 кв. м; $\frac{a}{b} = 1$; тогда вычислим: $V_n = 3{,}5$ м [в сек.], между тем как скорость падения была (при ветре) около

2 м [в сек.]. В первый момент это противоречие поставило меня в тупик. Но оно легко объясняется восходящим потоком воздуха, благодаря наклону холма, с которого (против ветра) летел экспериментатор.

Действительно, tang. наклона холма к горизонту составлял не менее $^1/_4$, так что воздух, ударяясь в гору, приобретал восходящую скорость, примерно в $^1/_4$—$^1/_5$ скорости ветра (менее 2 м [в сек]); этот восходящий поток и подымал крылья, ослабляя почти вдвое скорость их падения.

[VI]

ЕЩЕ НЕКОТОРЫЕ ЧЕРТЫ УСТРОЙСТВА АЭРОПЛАНА; ПРИВЕДЕНИЕ ЕГО В ДЕЙСТВИЕ

Если судить по энергии существующих двигателей, то следовало бы отказаться от мечтаний летать посредством птицеподобных снарядов (вернее — насекомоподобных, потому что, как мы указывали, наш аэроплан напоминает более всего летающее жесткокрылое насекомое, напр[имер] — божью коровку). Однако у меня есть теоретические основания верить в возможность построения чрезвычайно легких и в то же время сильных петрольных двигателей, вполне удовлетворяющих задаче летания *. И вот почему я не отказываюсь от дальнейшей разработки этого интересного вопроса.

Будем надеяться, что рано или поздно он будет решен в благоприятном смысле.

Считаю не лишним сообщить и тут весьма краткие дополнительные сведения о летательной машине.

Ранее мы дали только ее схему ради облегчения расчетов (гл. III, фиг. 2); но как действительно устроен летательный снаряд, как он приводится в действие, как опускается на землю и как сохраняет равновесие — об этом мы умолчали. Чтобы иметь возможность быть кратким, предлагаю прежде всего внимательно рассмотреть следующие чертежи (фиг. 6, 7 и 8).

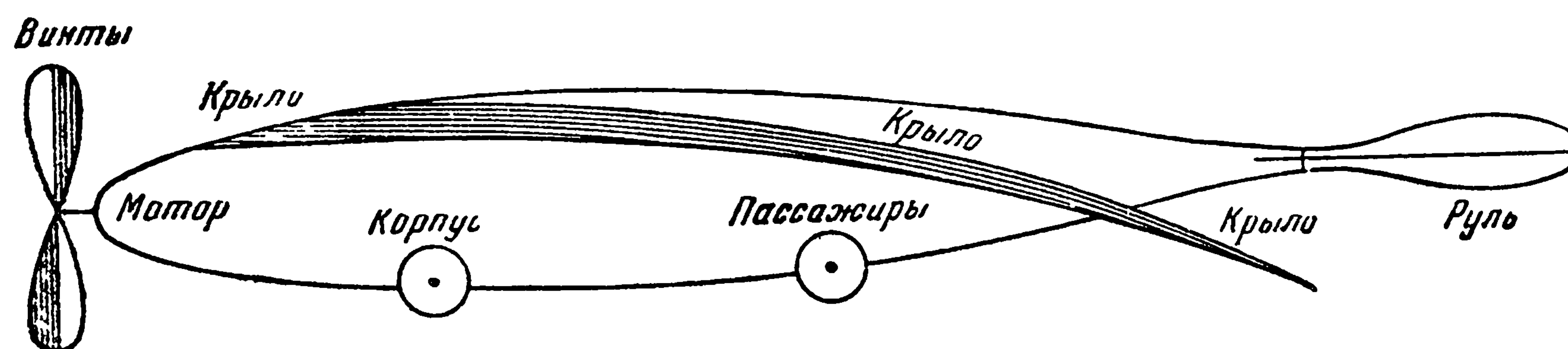
Фиг. 6 представляет вид снаряда сбоку; следующий чертеж [фиг. 7] есть поперечное (к корпусу) и вертикальное его сечение.

Фигура 8 — вид аэроплана сверху [14].

Из чертежей этих явствует, что крылья отнюдь не имеют формы прямоугольных пластинок: они более похожи на птичьи, только неподвижны относительно корпуса (т. е. не махают подобно птичьим). Форма везде закругленная; сечения крыльев, во всех направлениях, ограничены плавными линиями, благодаря чему крылья легко рассекают воздух, причем

* Такую задачу, если верить журналам, решил Максим; энергия двигателей его аэроплана в 20—50 раз превышала энергию самых сильных бензиновых двигателей, жаль только, что полет продолжался всего несколько секунд (он пролетел около 300 футов, т. е. летел в течение 3—4 секунд). Очень может быть, что двигатели такой поразительной энергии скоро портятся.

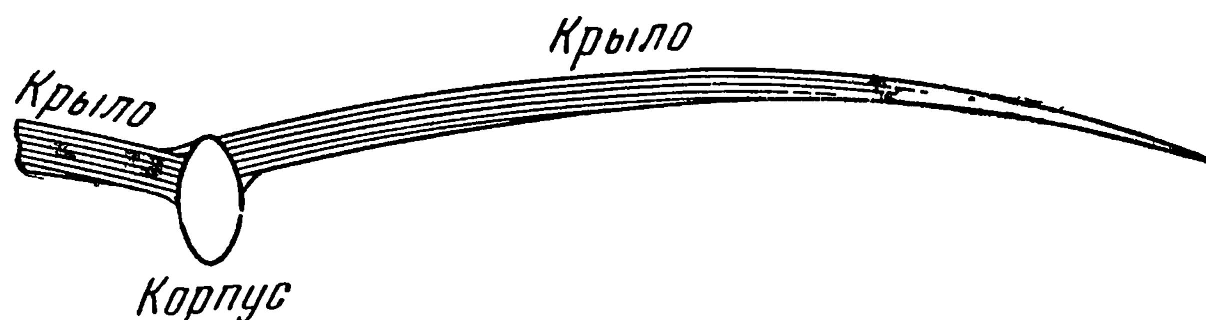
давление на всю их нижнюю поверхность довольно равномерно. Во время полета передняя часть корпуса несколько приподнята — он как бы восходит на гору; такой наклон немного облегчает работу моторов. Во все эти подробности и многие другие мы входить не будем по ограниченному объему настоящей статьи.



Фиг. 6. Продольное вертикальное сечение

Мы видим еще колеса, выдвигающиеся внизу корпуса. Цель их сейчас объясню.

Снаряд поднимается на воздух лишь при известной поступательной скорости. Как же придать ему ее? Винт (фиг. 6 и 8) быстро вертится, образуя довольно сильную тягу, но снаряд стоит неподвижно, если колеса

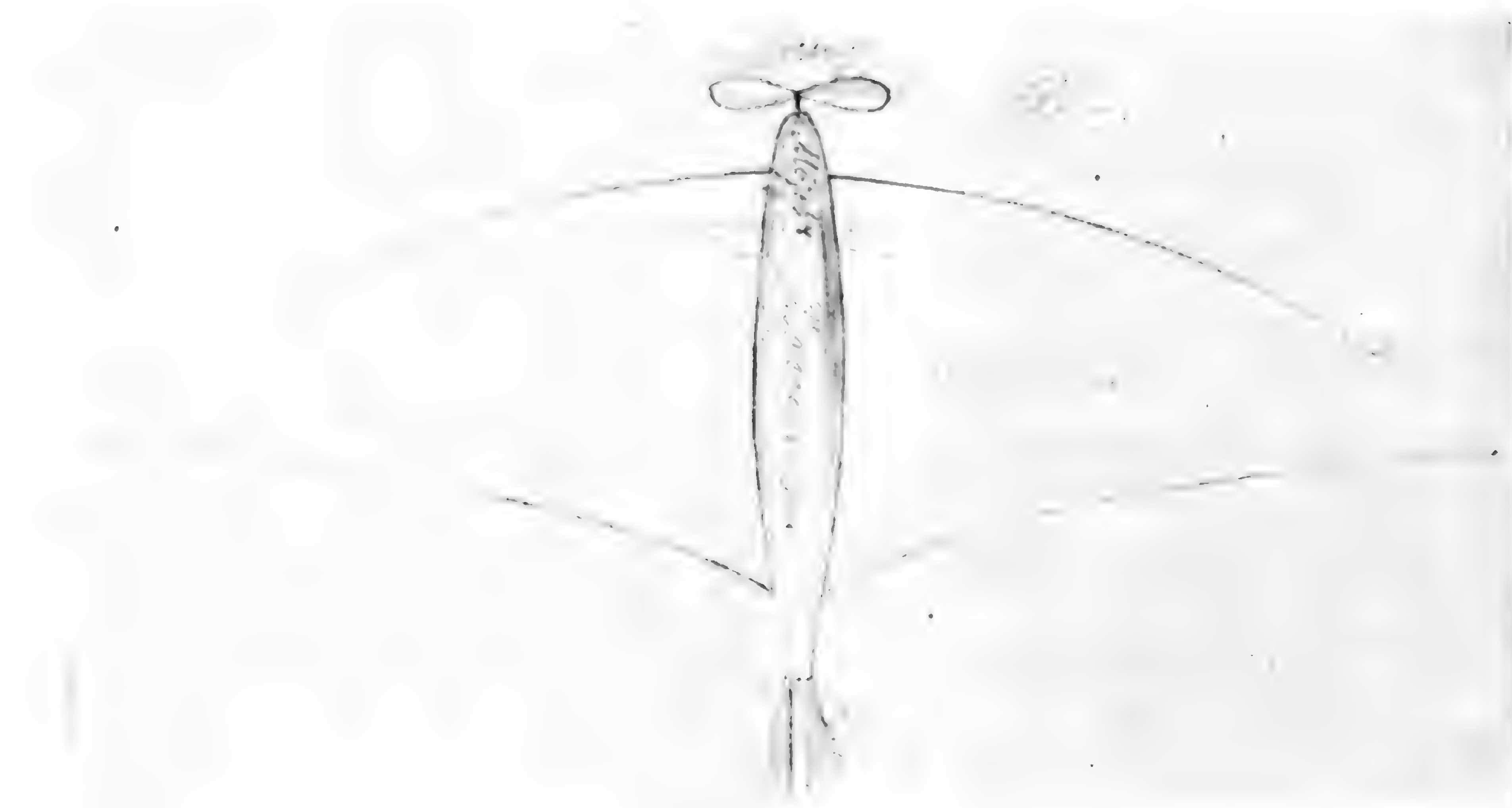


Фиг. 7

заторможены; его удерживает тяжесть и образующееся от нее трение. Облегчая его в несколько сот раз употреблением колес и гладкой горизонтальной дороги в виде чугунной платформы или рельс, мы увидим, что наш снаряд быстро покатится на своих колесах, увлекаемый действием гребных винтов (подобно пароходу); по мере увеличения его скорости, давление на крылья встречного воздушного потока будет возрастать, напротив —давление снаряда на платформу будет настолько же уменьшаться, и весьма скоро настанет момент, когда колеса снаряда не будут касаться платформы и летательная машина, при могучем действии моторов, плавно подымется на воздух.

Колеса нужны и при спуске снаряда на землю. Спуститься, где попало, он не может; нужна гладкая и довольно обширная платформа, торможением о которую он может безопасно потерять свою ужасающую поступательную скорость. Отсюда видны еще некоторые затруднения к употреб-

лению аэроплана. Может быть, зимою он в состоянии безопасно спуститься на ровную поверхность снежного поля, а летом — на гладкую поверхность воды — реки или озера.



Фиг. 8

Иные птицы (стрижи, напр[имер]) приобретают надлежащую горизонтальную скорость падением с высоты; для искусственного снаряда подражание в этом отношении довольно рискованно, если не скатываться для этого с нарочно устроенной горки, что затруднения нисколько не устраняет.

Во время ветра подъем значительно облегчается, если снаряд привести в движение против направления бури. Птицы без малейших усилий подымаются иногда, расправляя крылья на ветре. Потом, понятно, они должны махать ими, чтобы не ослабить относительную поступательную скорость корпуса. При неравномерном воздушном потоке как птицы, так и снаряды, известным образом устроенные, теоретически, могут держаться в воздухе почти исключительно его порывами. Равномерное же движение атмосферы, хотя бы и бесконечно быстрое, ни на одну каплю не уменьшает работы моторов; т. е. дует ли ветер попутный или противный, слабый или сильный, часовой расход энергии двигателей от этого не изменяется нисколько. Только попутный ветер ускоряет перемещение, противный его замедляет. Впрочем, сомнительно, чтобы порывистый ветер (неравномерный, волнистый поток) на практике мог значительно облегчить работу

двигателей больших искусственных летательных снарядов, поднимающих людей. Птицы с этою целью совершают сложные эволюции, которым наш просто устроенный снаряд едва ли может подражать. Да притом и птица в этом случае становится игрушкой ветра. Она, правда, может подыматься и опускаться по желанию, высматривать добычу, но она принуждена в то же время делать круги, пассивно уносясь общим воздушным течением.

Опыты Лилиенталя показывают, что сохранение горизонтальности продольной оси летящего снаряда далеко не так трудно, как это можно предполагать. Тем не менее и Лилиенталь, управляющий так ловко рулем своего снаряда, должен был сознаться, что внезапный порыв ветра (ускоренное движение воздуха), поднявший его неожиданно во время спуска (ибо он, летая, спускался по наклонной линии) на несколько метров высоты, не был для него безопасен *. Поэтому простое управление рулем, подобным птичьему, не только требует навыка и непрерывного внимания, но и недостаточно надежно. Необходим автоматический регулятор. Действие его не может быть основано исключительно на законах тяжести (двухколенная трубка с ртутью и тому подобное), как действие регулятора горизонтальности, предложенного мною для управляемого аэростата («Аэростат», вып.2, стр. 47). В самом деле, когда аэроплан наклоняется, он приобретает по направлению наклона ускоренное движение (как катящийся с горки), в силу чего влияние тяжести осложняется и ртуть в двухколенной трубке не действует, т. е. сохраняет некоторое время свой наклонный уровень вместе со снарядом. На аэростате же, от его наклона, ускоренного движения не происходит и потому регулятор работает исправно, приводя в действие электрический ток и восстанавливая равновесие воздушного корабля. Мне кажется, для аэроплана следует употребить, как регулятор горизонтальности, маленький быстро вращающийся диск (работой слабого электрического мотора), укрепленный на осях таким образом, чтобы его плоскость могла всегда сохранять одно положение, несмотря на вращение и наклонение снаряда[15]. При быстром непрерывно поддерживаемом вращении диска (гироскоп, или жироскоп) его плоскость будет неподвижна относительно снаряда, пока сам он не изменяет своего направления, но стоит только снаряду изменить это направление, как относительное положение вращающегося диска окажется измененным. Понятно, такое изменение может служить причиною замыкания или размыкания электрического тока, действующего на электромагнит и руль, который и заставляет чуть уклонившийся снаряд прийти снова в горизонтальное положение.

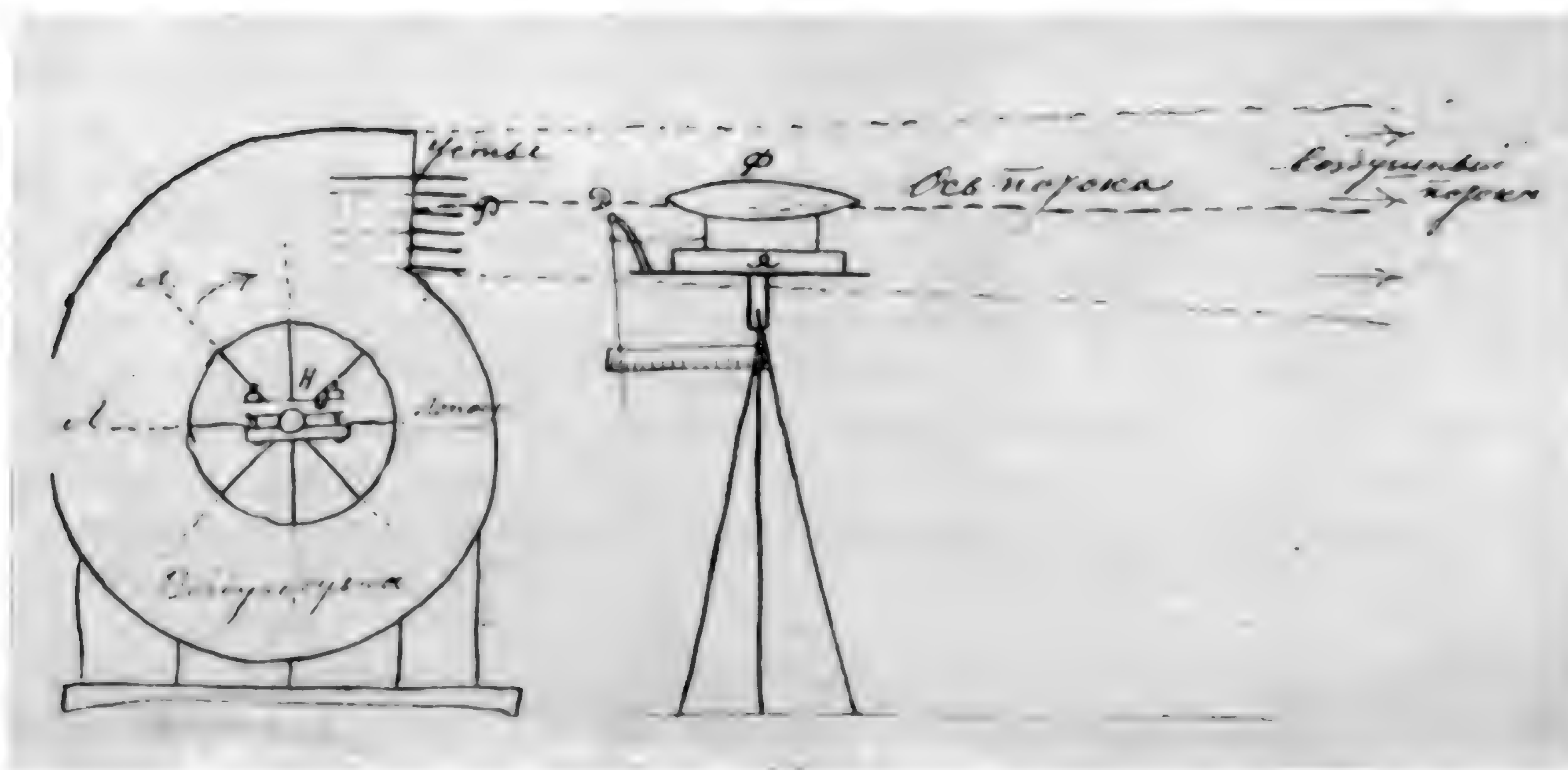
---

* Как слышно, недавно знаменитый воздухоплаватель и исследователь упал во время одного из таких полетов с высоты и сломал себе ногу.

[ПЕРВОЕ ОПИСАНИЕ К. Э. ЦИОЛКОВСКИМ ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ]

Прежде всего покорнейше прошу гг. многоуважаемых членов Комиссии дать свое мнение Обществу, не сообщать ничего и никому о моих работах и планах, до окончания их и напечатания.

Все предлагаемые чертежи схематические и сделаны от руки, потому что не предназначены пока для печати.



Черт. 1. Общее расположение опытов по сопротивлению воздуха. Боковая горизонтальная проекция

HP — лопастная воздуходувка (род веялки). Пробный, построенный мною прибор имеет в высоту 150 см, а в ширину 40 см. Воздушный поток, постепенно расширяясь и ослабляясь, выходит из *P* и в начале, у устья,

имеет в высоту и в ширину около 40 см. P означает ряд горизонтальных пластинок, назначенных для выправления потока, который внизу отверстия P (без них) не совсем равномерен. В H мы видим ось (стойки и подшипники ее не изображены) и охватывающий ее нажим (вроде нажима Прони). Нажим этот имеет рукоятку (черный кружок), за которую лопасти (*Л*) приводятся во вращение. Нажим снабжен двумя винтами с гайками. Завинчивая их более или менее сильно, получим ту или другую величину трения между железной осью и двумя деревянными брусками нажима. Вращая лопасти скорее и скорее, мы, наконец, достигнем момента, когда нажим будет скользить по оси и скорость воздушного потока сделается максимальной и постоянной. При всех опытах давление воздуха на формы будет определяться при этой наибольшей скорости, соответствующей величине нажатия и зависящей от нас. Скорость, при каждом отдельном опыте, определяется по давлению воздушного потока на пластинку, согласно коэффициентам Кальете и Колардо (или Ленглея), зная баром[етрическое] давление темпер[атуру] воздуха.

Я есть прямоуг[ольный] жестяной ящик с водой, в которой плавает другой такой же ящик, но меньших размеров. К последнему, на четырех столбиках (или другими способами), прикрепляется испытываемая форма, давление на которую мы хотим определить. На том же столике (*Я*), на котором расположен ящик с водой, прикреплена стоечка, а на ней свободно качается маятник из длинной тонкой железной проволоки.

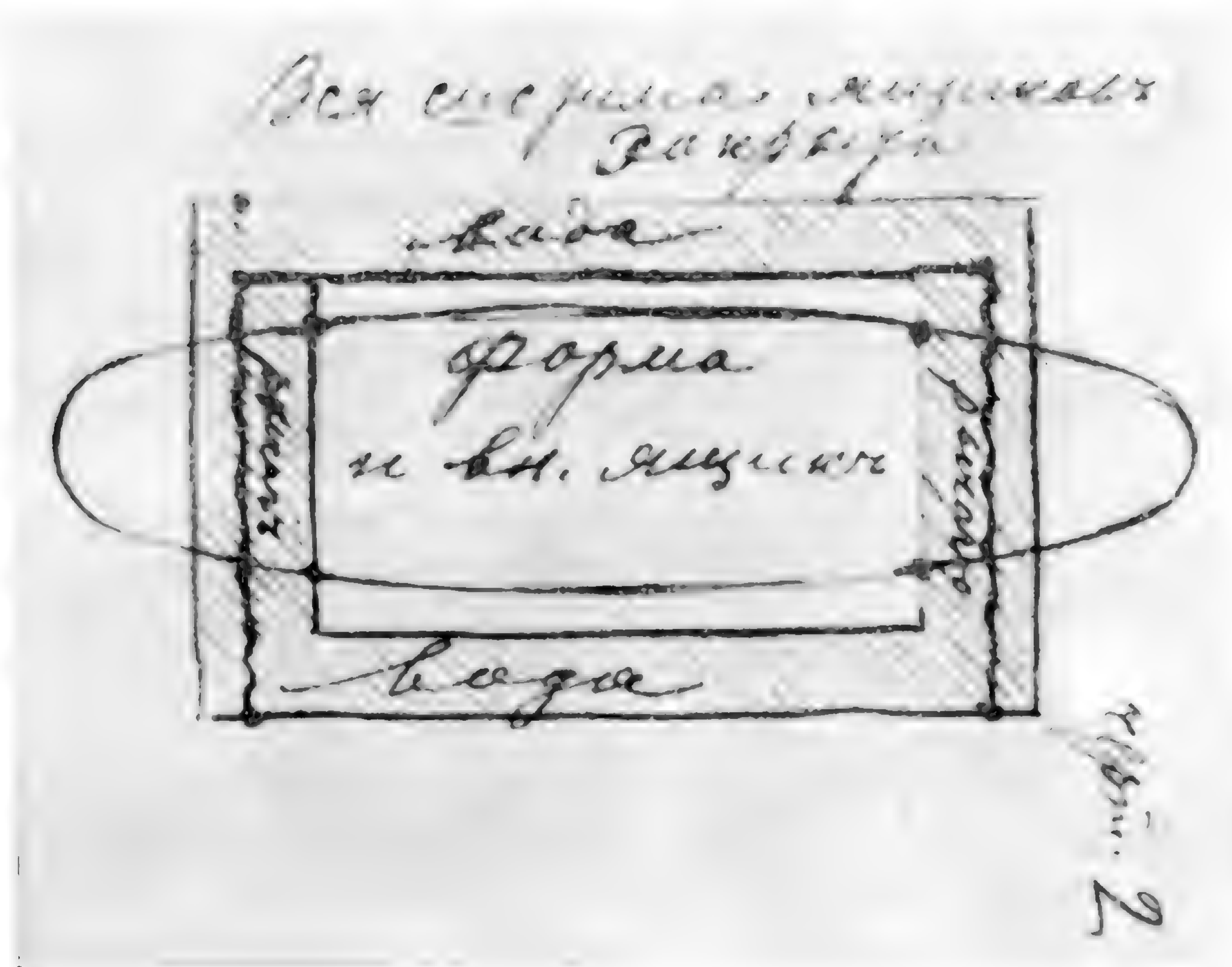
К проволоке привязана ниточка, за которую тянет плавающая форма, стремящаяся удалиться по направлению воздушного потока.

От этого проволока уклоняется от вертикального положения более или менее сильно. Величина уклонения определяется, на опыте, тангенсом угла уклонения, при посредстве линейки, разделенной на миллиметры. Сила давления потока будет пропорциональна числу делений, указываемых проволокой. Путем особого опыта заранее определяется, скольким миллиграммам соответствует уклонение проволоки на 1 мм. Таким образом, все уклонения и соответствующие давления воздушного потока можно выразить в миллиграммах.

Внутренний ящик снабжен двумя легкими рычагами, которые делают его движение почти строго параллельным, по направлению воздушного потока (черт. 2). Во время опыта наружный ящик закрывается крышкой, в которой проделаны узкие щели для свободного движения столбиков, поддерживающих форму.

Формы я устраивал чрезвычайно легкие, из бумаги. Если нужно устроить форму в виде поверхности вращения, то я сначала тщательно вычерчивал кривую главного продольного сечения формы. По этой кривой вытачивалась на токарном станке половинка формы, до наибольшего поперечного ее сечения (черт. 3) (мне это делали в местном железнодорожном

училище). Деревянную половинку я облеплял полосками мокрой бумаги и завертывал (забинтовывал) все крепко широкой тесьмой (пеленал, как ребенка). Дав хорошенько просохнуть бумаге, я снимал (свертывал) тесьму и снимал осторожно бумагу, которая принимала выпуклый вид элементов дерев[янной] болванки. Тогда оставалось только склеить кусочки бумаги на самой форме. После снятия бумажной оболочки широкое



Черт. 2

ее отверстие снабжалось бумажным обручем (черт. 3). Если форма была очень продолговата, то несколько таких обручей вклеивалось внутрь бумажной поверхности. Так же приготовлялась и другая половина формы (иногда не равная первой). Обе половины слегка склеивались, и форма была готова.

Приступая к опытам, необходимо было убедиться в достаточной подвижности плавающего ящика и прикрепленной к нему формы.

Для этого систему ящиков с водою я ставил на столе и замечал, какое давление на форму приводило ее в заметное движение. Вот прибор, производивший весьма малые давления на форму. Он состоит из стержня A (черт. 4), устанавливаемого более или менее близко к вертикали, и тонкой проволоки, изогнутой под прямым углом и вращающейся вокруг A. Чем легче проволока B, чем отвеснее ось A и чем меньше уклоняем B от положения равновесия, тем с меньшей силой давит B на встретившееся

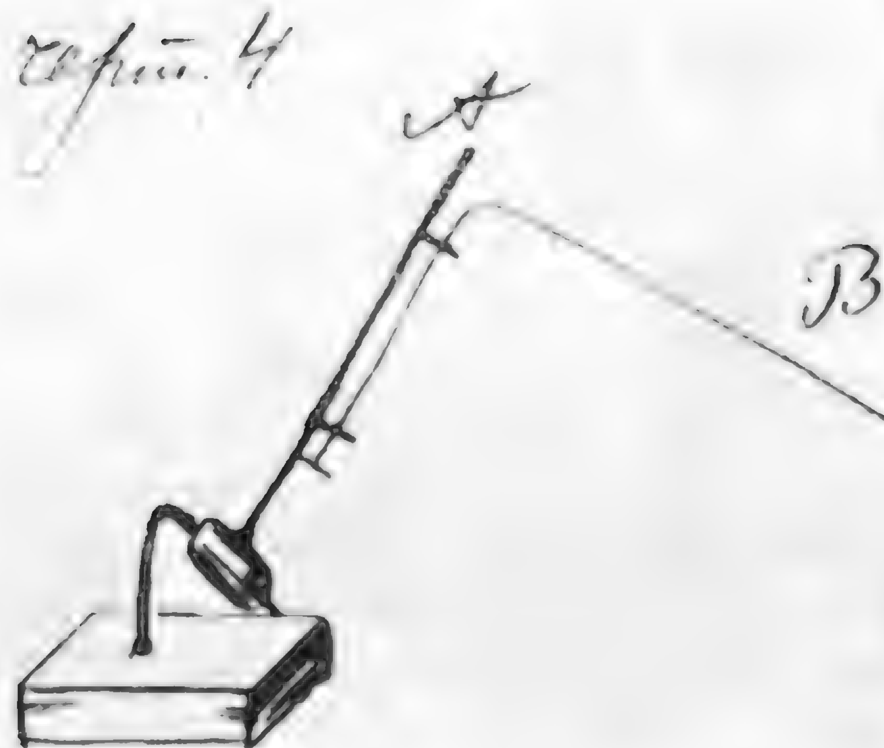
препятствие; с помощью этого прибора легко производить давления в несколько миллиграммов. Форма начинает заметно двигаться уже при давлении 1 миллиграмма. А так как давление воздушного потока в опытах доходит до 5 и более граммов, то чувствительность моего прибора мне казалась вполне достаточной.



Черт. 3

Далее, нужно было исследовать искусственный воздушный поток (черт. 1).

Надо было узнать скорость потока в разных расстояниях от устья и от средней горизонтальной его оси. Черт. 5 изображает прибор, указывающий непосредственно скорость воздушного потока. Он состоит из пластинки A на двух пружинных ножках, которая отклоняется более или менее от положения равновесия в зависимости от скорости ветра. Колебание пластинки указывает на неровность его — порывистость. Деления B я получал так: сначала вычислял давления на пластинку A (по коэффициенту Кальете и Колардо) при разных скоростях ветра; затем производил эти самые давления на пластинку A посредством блока и грузов, отмечая на дуге B показания стрелки A_1 и ставя соответствующие цифры скоростей.



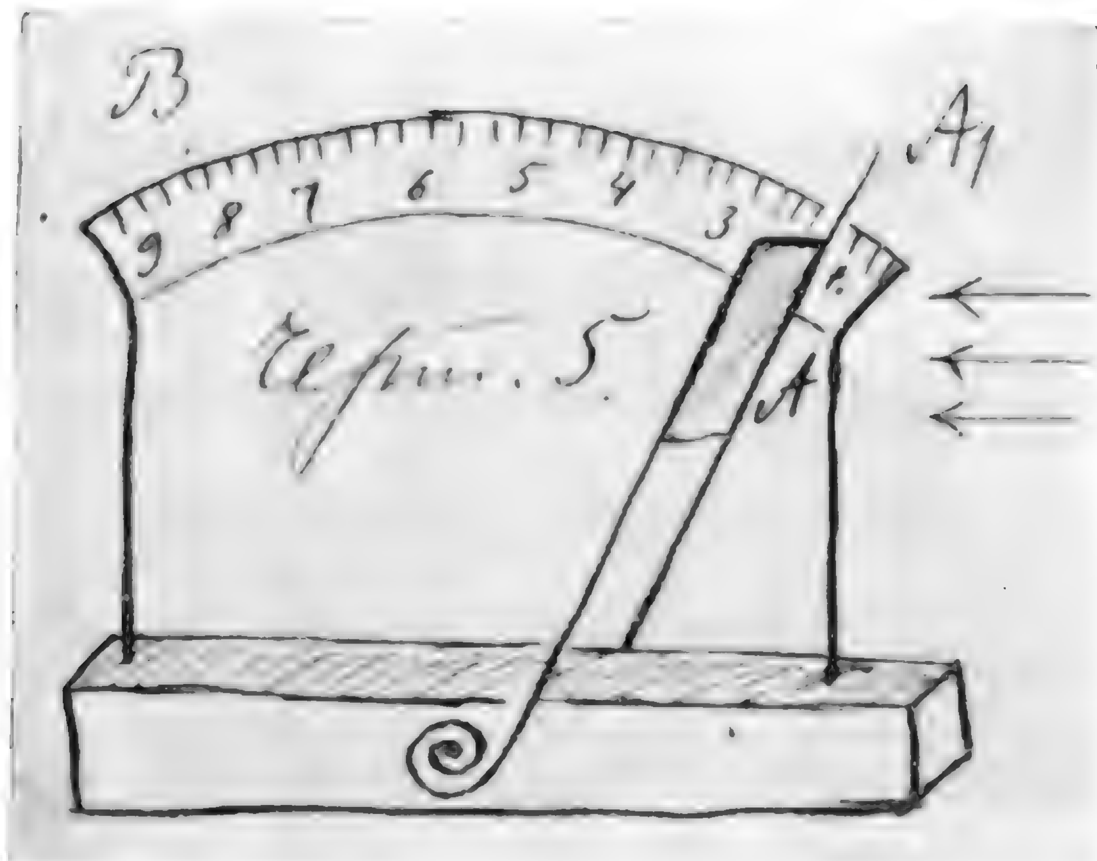
Черт 4

К тому же может служить и аппарат, подобный изображенному на черт. 2, только в меньшем размере; вместо формы на нем укрепляется вертикальная пластинка (черт. 6). На B давит воздушный поток, заставляя B двигаться и уклонять пружинку A пропорционально давлению ветра. Шкала C не указывает точно ни скорости его, ни давления, а только постоянство его или неравенство — в разных местах потока.

Показания этого прибора, благодаря воде, менее подвержены дрожанию.

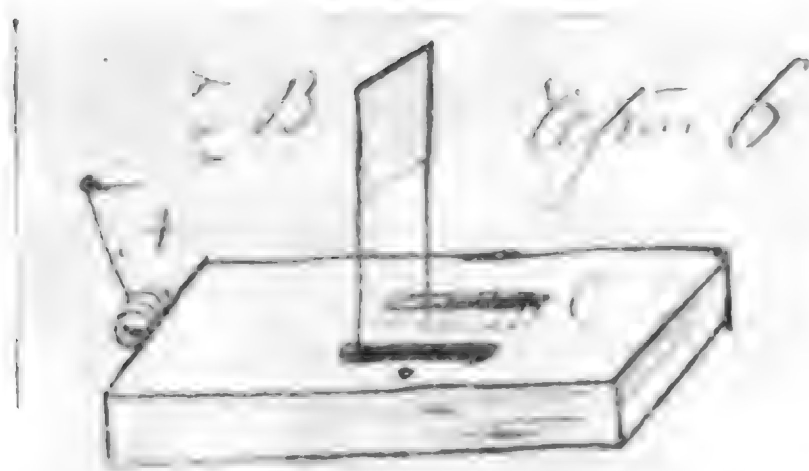
Опыт располагается, как указано на 1-м чертеже. Форму помещают в середине потока, по его направлению и не очень близко к устью, чтобы не

было большой разницы между скоростями воздуха у концов формы. Размер последней, в особенности в вертикальном направлении, должен быть невелик в сравнении с шириною или площадью поперечного сечения потока. В пробных опытах отношение наибольшей площади поперечного сечения (80 кв. см) испытываемой формы к площади нормального сечения потока (40×40 кв. см) было не более $^{1}/_{20}$. Но желательно, чтобы это отношение было еще гораздо меньше. Теоретически поток должен бы быть безграничен. Впрочем, я на опытах (по разным методам) буду иметь случай показать, насколько мало изменятся коэффициенты сопротивления при замене ограниченного потока безграничным.



Черт. 5

Опыт начинаю с малого нажатия винтов (H, черт. 1), соответствующего малому трению оси и малой скорости потока. Все модели (формы) испытываются при одном положении гаек, при одной скорости искусственного ветра. Когда определено и записано давление на последнюю модель, вместо нее вставляется нормально к потоку, пластинка известной площади. По давлению на нее, в связи с показанием барометра и термометра, определяем скорость потока. Центры форм и пластинки должны помещаться в одной точке потока. Давление на пластинку лучше определять в начале и конце серий опытов, с тем чтобы увериться в неизменности скорости воздуха во все течение опыта. Каждое из полученных чисел преобразуем в коэффициент сопротивления соответствующей формы, если сравним, посредством деления, давление на форму с давлением на площадь ее наибольшего поперечного сечения (она заранее вычисляется; давление же на пластинку, полученное



Черт. 6

ранее, даст возможность определить и давление на любую площадь, при той же скорости движения).

Поворачивая на несколько оборотов гайки нажима *H* (черт. 1) и увеличивая тем скорость искусственного воздушного потока, получим точно так же ряд других давлений, по которым узнаем ряд других коэффициентов для тех же форм, но при другой скорости, вычисляемой, как указано, по коэффициенту Кальете и Колардо.

Производя еще ряд опытов с теми же формами при новом увеличении трения и, следов[ательно], при новой скорости, получим третью группу давлений и коэффициентов. Таким образом, делая, напр[имер], наблюдения с двумя десятками форм, при десяти различных скоростях, получим 200 чисел, выражающих давление на разные формы, при разных скоростях. Тогда остается выразить графически или посредством эмпирических уравнений зависимость между давлением и скоростью потока, а иногда — между давлением, скоростью потока и переменной формой тела. Во всяком случае, полученные мною коэффициенты сопротивления разных тел, помимо вывода каких бы то ни было законов сопротивления, могут иметь некоторую ценность, как факт или как поверочный материал.

Предполагаю произвести опыты со следующими формами, при разных скоростях:

1. С телами разной продолговатости, полученными от вращения дуги круга вокруг ее хорды.

В группу этих наблюдений войдет и сферическая поверхность с ее частями.

Пока мною производились опыты с такого рода поверхностями только при скорости в 1 м [в сек.] и на ветру. Последнего сорта опыты неудобны и трудны, не говоря уже о их неточности (посылаю в Комиссию печатное описание этих опытов в 3 экземп[лярах]).

2. Интересно было бы определить также давление при наклонном положении продольной оси тех же форм к направлению потока, но для этого потребуются чересчур большие размеры воздуходувки.

3. С эллипсоидом вращения разной удлиненности (черт. 7).

4. С телами формы лепешки, рыбы, яйца (в статье будет дана их форма посредством чертежа или уравнения).

5. С разного рода цилиндрическими и коническими поверхностями [черт. 8].

6. С многогранниками.

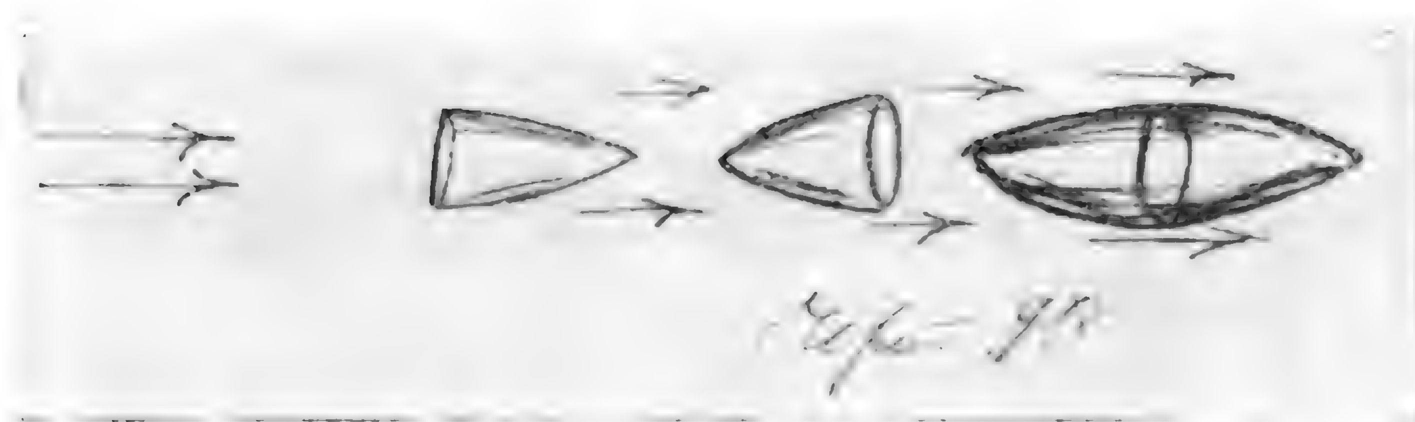
7. Некоторые авторы по сопротивлению (г. Поморцев) пренебрегают значением кормовой части тела и трением воздуха (даже для продолговатых тел). Я сделаю опыты, которые выяснят этот спорный пункт [черт. 9].



Черт. 7



Черт. 8



Черт. 9



Черт. 10

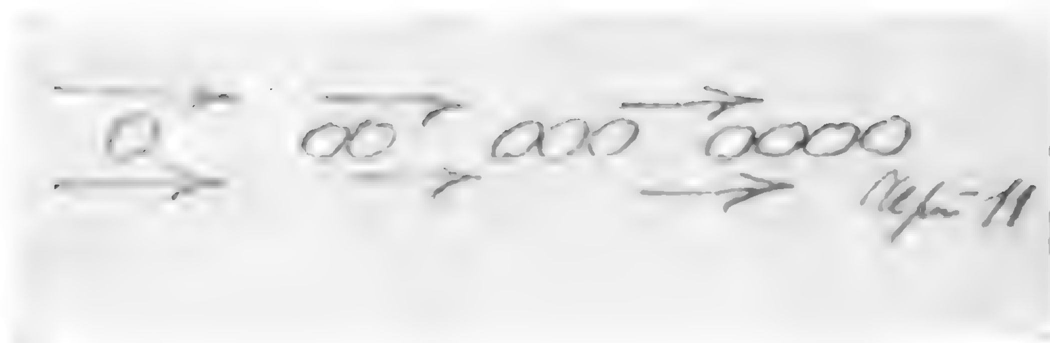
6[1]. С квадратной пластинкой, нормальной к направлению потока, но находящейся на разных расстояниях от горизонтальной плоскости (от столика) [черт. 10].

7. С такой же пластинкой, но расположенной наклонно к направлению потока. Для этого ящик с водой и пластинкой располагается так, чтобы направление пластинки совпадало с направлением потока; это случится, когда указатель (динамометр — черт. 1) покажет нуль. Тогда, по заранее расчерченному кругу на столике, ящик вместе с пластинкой поворачивается последовательно на 5, 10, 15, 20 и т. д. градусов (поверка формул Дюшмена, Ланглея и лорда Релея).

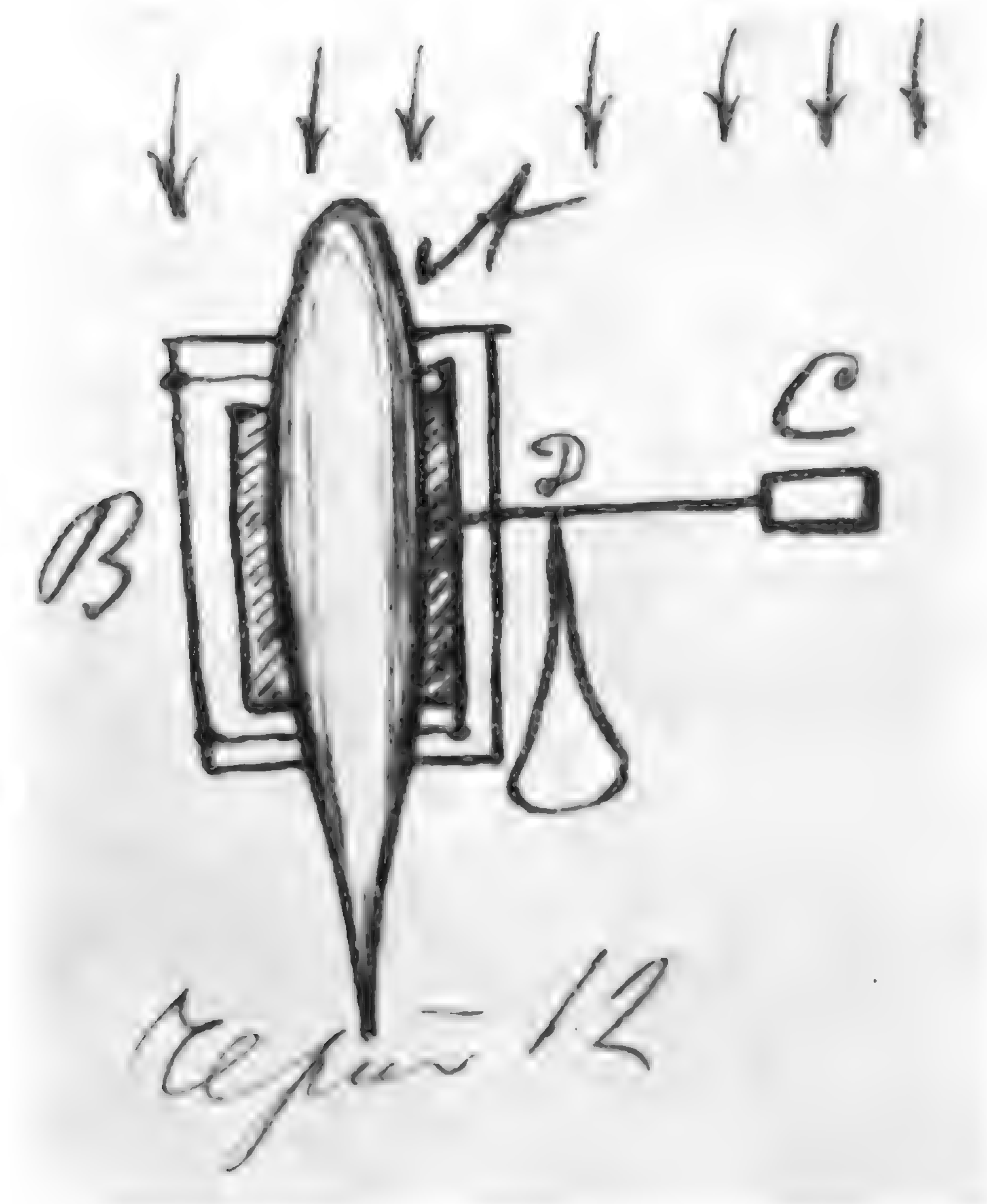
8. Опыт с удлиненной прямоугольной пластинкой, расположенной вдоль потока, немного наклонно к нему. Изменяется удлиненность, или продолговатость, пластинки. Выводится закон, выражающий значение продолговатости, помимо площади.

9. Опыт с такой же пластинкой, но длинная сторона которой расположена нормально к потоку. Закон тот же.

10. Давление на одно и несколько одинаковых тел, расположенных вдоль потока — одно за другим [черт. 11]. Применение, напр[имер], к вопросу: как легче летать (рассекать воздух) — одному аэростату или группе их, расположенной цепью. Замечу, что опыты с малопродолговатыми телами можно производить при одной или двух различных скоростях потока, потому что коэффициенты сопротивления малопродолговатых тел



Черт. 11



Черт. 12

почти не зависят от скорости потока, лишь бы она не была меньше одного, двух метров в секунду.

Для того чтобы показать опыт значительному числу лиц, интересно следующее его расположение (черт. 12): *А* — есть испытываемая форма, малое сопротивление которой мы хотим наглядно показать публике; *В* — ящик с водой, описанный ранее (черт. 2); *Д* — точка опоры рычага *ВС*; *С* — пластинка, давление воздуха на которую стремится перетянуть форму *А*. Вставив, напр[имер], пластинку *С*, площадь которой составляет $^1/_{10}$ площади поперечного сечения, и приведя в действие воздуходувку (черт. 1) с крепко завинченным нажимом, увидим, что при постепенном увеличении скорости воздушного потока наступает момент равновесия, а затем и перетягивание пластинки *С*. Отсюда выводим, что коэффиц[иент] сопротивления уменьшается с увеличением скорости потока, а в момент равновесия выражается числом $^1/_{10}$. Пробный опыт такого рода я уже производил.



ДАВЛЕНИЕ ВОЗДУХА НА ПОВЕРХНОСТИ, ВВЕДЕННЫЕ В ИСКУССТВЕННЫЙ ВОЗДУШНЫЙ ПОТОК

Для справок при чтении статьи

Скорость вращения лопастей воздуходувки пропорциональна квадратному корню из величины груза (5 и 6)[1].

Отклонение стрелки на 1 миллиметр соответствует силе в $^{1}/_{80}$ грамма (около 12 дин). Давления[2] на тело выражаются в миллиметрах уклонения стрелки, т.е. в восьмидесятых долях грамма (24).

Показание стрелки, при начале каждого опыта, поверяется грузом (23 и 24).

Опыты сопротивления производились при плотности воздуха, близкой к 0,0012.

Давление на столбики, перекладины и ленты постоянно проверялось; большей частью оно было равно (25):

Груз	$^{1}/_{2}$	1	2	4	8	16 ф[унтов]
Давление	3	6	11,5	21,5	42	82 мм.

В статье приводятся давления за вычетом давлений на стойки и прочее.

Давление на одну и ту же нормально расположенную пластинку пропорционально величине груза (26, 27 и 28).

Величина давления на 1 кв. см, при разных грузах, равна:

$^{1}/_{2}$	1	2	4	8	16 [фунтов]
0,325	0,65	1,3	2,6	5,2	10,4 мм.

Давление на 80 кв. см = 26; 52; 104; 208; 416, 832 [мм] (см. 38).

Скорость потока пропорциональна квадратному корню из величины груза (29).

Отношение скоростей при разных грузах выражается числами (30):

1 1,4 2 2,8 4 5,7

Абсолютные скорости (в метрах [в сек.]) при тех же грузах равны (35):

$^{1}/_{2}$	1	2	4	8	16 фунт.
0,756	1,069	1,512	2,138	3,024	4,276 м [в сек.].

Проекцией данного тела я называю в этой статье величину тени от тела на плоскость, перпендикулярную к направлению потока, предполагая, что параллельные лучи света идут по направлению ветра. Короче — это есть площадь проекции тела на плоскость, нормальную к потоку (102).

Давление на проекцию, т. е. давление ветра на пластинку, равную площади проекции.

Коэффиц[иент] сопротивления — термин, часто употребляемый мной. Это есть отношение сопротивления тела к давлению на проекцию, или к сопротивлению проекции, при одной и той же скорости ветра. Он показывает, какую часть давления на проекцию (проекция иногда есть площадь наибольшего поперечного сечения тела) составляет давление на тело, при одной скорости движения.

Утилизацией формы, или полезностью формы, я называю обратное отношение, т. е. отношение давления на проекцию к давлению на форму при той же скорости ветра. Она показывает, во сколько раз уменьшается сопротивление тела, благодаря его форме, сравнительно с давлением на проекцию при той же скорости движения. Утилизация формы обыкновенно больше единицы, коэффиц[иент] же сопротивления — наоборот — меньше единицы. Однако бывает и обратно.

На основании закона относительного движения, решительно все равно: движется ли тело в неподвижном воздухе, или воздух движется навстречу неподвижному телу. Давления на тело в обоих случаях должны быть строго равны, при одинаковых условиях движения; и хотя на опыте, напр[имер], с жидкой средой Дюбуа и Дюшмен получили в обоих случаях несколько различные результаты, однако это можно приписать только неточности в определении скорости движения жидкости. В самом деле для определения скорости, например, воздуха существует несколько формул, данных в нашей статье (41—44) и весьма несогласованных между собою.

Коэффициент трения плоскости о воздух есть отношение абсолютной силы трения одной стороны трущейся поверхности к сопротивлению той же поверхности при движении ее в воздухе с той же скоростью, но по направлению нормали к ней.

Продолговатость есть отношение длины тела к среднему диаметру его наибольшего поперечного сечения (или к ширине).

Продолговатые кривые поверхности я устраивал чрезвычайно легкие — из бумаги. Если мне нужно было устроить форму в виде поверхности вращения, то я сначала тщательно вычерчивал кривую главного продольного сечения формы. По этой кривой вытачивалась на токарном станке, из дерева, половинка формы — до наибольшего поперечного сечения ее. Эту половинку я облеплял полосками мокрой бумаги и завертывал (забинтовывал) все крепко широкой тесьмой (пеленал, как ребенка). Дав хорошенько просохнуть бумаге, я свертывал тесьму и снимал осторожно бумагу, которая прекрасно принимала выпуклый вид элементов поверхности деревянной болванки. Тогда оставалось только склеить кусочки бумаги на самой форме. После снятия бумажной оболочки широкое ее отверстие снабжалось бумажным обручем (из рисовальной бумаги). Так же приготовлялась и другая половина формы, иногда неравная и несходная с первой. Если надо, обе половины слегка склеивались.

Воздуходувка состояла из деревянной клетки, свинченной гайками. Внутри боковые стенки были обиты картоном, а кривая поверхность была устроена из белой жести. Ось и спицы крылатки — металлические; лопатки ее из тонкого картона. Воздуходувку я не взвешивал, но думаю, что она не весит более 50 фунтов.

Бо́льшую часть форм, для испытаний их сопротивления, я клеил из толстой рисовальной бумаги.



I

ОПИСАНИЕ ПРИБОРА И ПРОИЗВОДСТВА ОПЫТОВ

1. Искусственный воздушный поток производится посредством прибора, подобного веялке: (черт. 1)[3].

2. *РВ* — лопастная воздуходувка. Высота ее около 150 см (2 арш. 2 вершка): ширина — 45 см. Лопасти *Л* приводятся во вращение посредством грузов, от $^1/_2$ фунта до 16 фунтов. Диаметр лопастного колеса, состоящего из 12 лопастей, равен 100 см. Груз действовал так: бичевка наматывалась на вал *В* посредством неизображенной тут рукоятки и перекидывалась через неподвижный блок $Б_н$, ввинченный в потолок, и привязывалась к крючку, вбитому в потолок рядом с неподвижным блоком. К подвижному блоку $Б_п$, на 2 крюка, навешивались разные грузы. Был еще добавочный грузик (в $^1/_4$ фунта — не более), который, противодействуя трению и уничтожая его при малых грузах, делал вращение более соответствующим силе главных грузов, о которых я только и буду упоминать.

3. К грузу *Г* привешивалась еще бичевка, касавшаяся всегда пола, ради того, чтобы тяжесть бичевки в приборе производила постоянное действие.

4. Бичевка могла наматываться на вале не более 18 раз, а время наблюдения воздушного потока и производимых им давлений было не менее 11 секунд (при грузе в 16 фунтов).

5. При добавочном грузе, наблюдая времена полного разматывания бичевки, увидим, что времена эти — почти строго — обратно пропорциональны корням квадратным из [веса] грузов. Так, наблюдая время разматывания бичевки при грузе в $^1/_2$ фунта, получим 62 секунды, т. е. время это, сравнительно с наименьшим (см. 4), увеличилось в

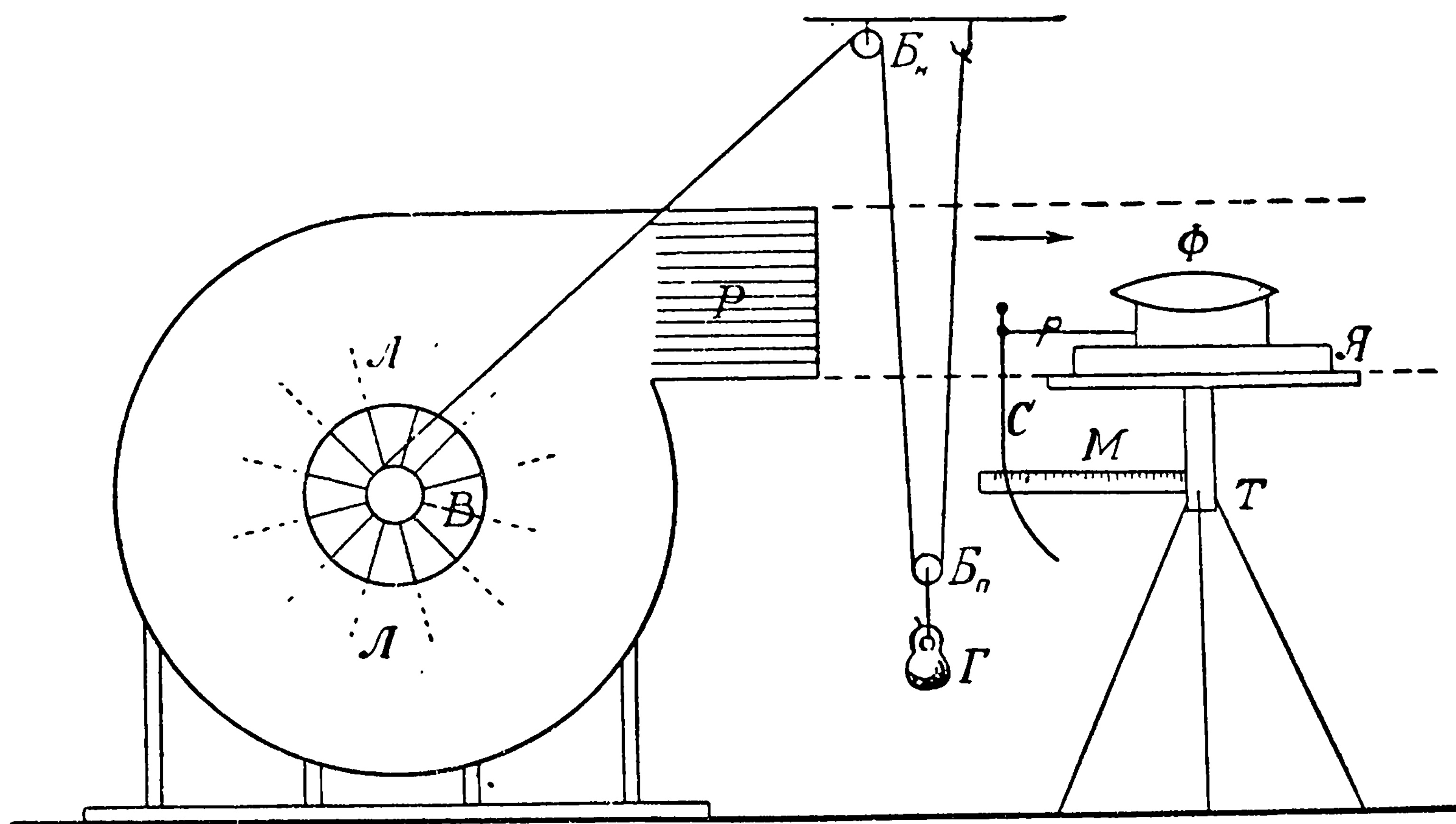
$$\frac{62}{11} = 5{,}64$$

или в

$$\sqrt{16 : \frac{1}{2}} = \sqrt{32} = 5{,}66.$$

6. Отсюда можно догадываться, что скорость воздушного потока пропорциональна квадратному корню из величины главного груза.

7. О максимальной же величине ее можно судить по диаметру лопастного колеса. Действительно, при грузе в 16 фунтов, обод колеса в 11 секунд проходит расстояние в $100 \times 3{,}1416 \times 18 = 5655$ см; в одну секунду получим 515 см, или 5,15 м.



Черт. 1

8. Итак, скорость ветра в наших опытах близка к 5,15 м [в сек.].

9. Эта скорость должна замедлиться действием решетки, выправляющей поток ([черт.] 1, *Р*), и несовершенствами прибора. Решетка *Р* есть открытый с двух противоположных сторон ящик, разделенный 11 тонкими горизонтальными перегородками на 12 равных отделений, которые, в свою очередь, делятся на 48 отделений 3-мя вертикальными перегородками. Решетка ослабляет вихри и уравнивает скорость, т. е. делает ветер менее порывистым.

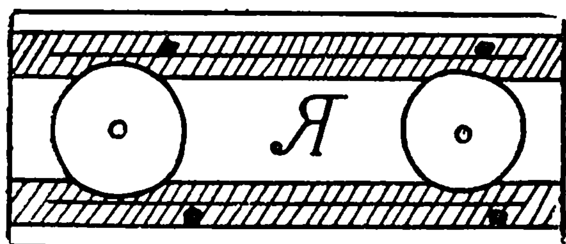
10. Решетка лишь немного менее отверстия воздуходувки. Измерения решетки: в высоту и ширину — около 35 см, а по направлению потока — 25 см.

11. Испытываемая форма *Ф* ([черт.] 1) устанавливается на столбиках, прикрепленных к открытому жестяному ящику. Ящик же этот плавает в другом ящике *Я* с налитой в нем водою.

12. Этот последний (*Я*) закрывается составной крышкой с прорезами для свободного движения 4-х столбиков с лежащей на них формой *Ф*.

13. Между столбиками (чертеж 2), вдоль потока, прикреплены к ним две параллельные жестяные ленты; между ними, на крышке, свободно вертятся, на вертикально поставленных иголках, два горизонтальных

легких кружка. Диаметр их только чуть меньше расстояния между жестяными лентами. Назначение кружков — свободное движение столбиков без трения о края прорезов. Когда движется форма, одна из лент чуть нажимает на колеса и катится по ним почти без трения.



Черт. 2

14. Длина, ширина и высота наружного ящика в сантиметрах: 30; 15 и 4. То же — внутреннего: 20; 10 и $2^1/_2$ см.

15. Ясно, что плавающий ящик может поднять, считая и его вес, до 500 г, т. е. более фунта.

16. Чувствительность этого прибора, даже нагруженного тяжелейшею формою, более чем достаточна; именно плавающий ящик приходит уже в движение от горизонтальной силы в 1 миллиграмм (около дины). Надо только налить достаточно воды и устранить приставшие ко дну плавающего ящика пузыри воздуха.

17. Для этого нужно прижать ящик ко дну и немного потереть о него. Сделав это, мы, однако, не застрахуем себя навсегда от пузырей, потому что от согревания воды и других причин эти газовые пузыри постоянно выделяются и покрывают стенки сосудов. Пузыри воздуха уменьшают подвижность ящика, и потому время от времени следует устранять их, как указано.

18. Ящик *Я* устанавливается горизонтально на столике *Т*, так чтобы форма *Ф* находилась в середине потока и чтобы направление движения внутреннего ящика совпадало с направлением воздушного потока.

19. Под столиком *Т*, в направлении потока, располагается горизонтальная линейка, разделенная на миллиметры.

20. В одной вертикальной плоскости с нею качается, подобно маятнику, легкий рычаг или стрелка *С*. Ось стрелки горизонтальна и неподвижна, как и линейка. Все это составляет одно целое со столиком *Т*.

21. Весьма подвижный и легкий рычаг *р* соединяет стрелку *С* со столбиками плавающего ящика. Так что, когда приведем воздуходувку в действие, ветер вместе с формой заставит двигаться и стрелку. Она уклоняется от вертикального положения вправо и покажет степень силы давления воздушного потока на форму и столбики.

22. Однако показания ее тем менее будут пропорциональны силе давления воздуха, чем сильнее уклонение.

23. В этом мы легко убедимся, если заставим уклоняться стрелку не давлением воздуха, а силою груза. Для этого, посредством легчайшего бумажного блока, изменяем отвесную силу тяжести в горизонтальную. Один конец тончайшей нитки прикрепляется к столбикам. Нить перекидывается через блок, и к другому концу ее привешивается бумажная корзиночка. В нее мы кладем грузы, начиная с дециграмма. Сначала показа-

ния стрелки будучи почти пропорциональны грузу, но затем стрелка показывает меньше, чем следует.

24. Я искривил стрелку, как показано на чертеже 1, и достиг полной пропорциональности показаний. Мой прибор был устроен так, что отклонение стрелки *C* на 1 мм соответствовало силе в $^1/_{80}$ г (около 12 дин).

25. Давление (при шести разных грузах) на столбики, перекладины, стрелку *C* и жестяные ленты выражется в миллим[етрах]:

[Груз]	$^1/_2$	1	2	4	8	16 фунтов
[Давление] . .	3	6	11,5	21,5	42	82 мм.

26. Эти давления всегда нужно вычитать из давлений на испытуемые формы.

27. Для определения скорости потока на двух диагонально расположенных столбиках укрепляем нормально к потоку две почти квадратные пластинки с общею площадью в 14 кв. см. Давления на них, за вычетом давления на столбики (25), при тех же грузах, последовательно будут:

4,5 9 18 36,5 73 145 мм.

28. Отсюда видим, что давление на пластинку пропорционально степени нагрузки, что и понятно.

29. А так как известно, что давление на пластинку пропорционально квадрату скорости потока, или скорость потока пропорциональна квадратному корню из давления на пластинку, то можем еще сказать, что эта скорость пропорц[иональна] квадратному корню из величины груза *Г*.

30. Таким образом, отношение скоростей потока для разных степеней нагрузки последовательно будет:

$$1 \quad \sqrt{2} \quad 2 \quad 2\sqrt{2} \quad 4 \quad 4\sqrt{2},$$

т. е. наивысшая скорость, при грузе в 16 фунтов, в 5,66 раза больше наименьшей скорости, при грузе в $^1/_2$ фунта.

31. Давление на нормальную к потоку пластинку не зависит, как показывает опыт и теория, от плотности окружающего воздуха (если груз остается тот же). Действительно, когда уменьшается плотность воздуха, увеличивается скорость потока и уменьшенное давление восстанавливается.

32. Итак, при всех показаниях барометра и термометра, ряд 27 должен остаться неизменным.

33. Однако абсолютная скорость потока изменяется, а вместе с тем и давление на формы продолговатые, где значительную роль играет трение воздуха.

34. Зная абсолютное давление (24) на пластинку, легко вычислим и соответствующую скорость потока. Для этого в основание примем формулу Кальете и Колардо $0{,}071 \cdot V^2$, которая выражает в килогр[аммах] давление ветра на 1 кв. м при скорости V потока в метрах [в сек.]. Предполагается давление атмосферы в 1 кг на 1 кв. см (735 мм) и температура в 10° Ц, или постоянная плотность воздуха в 0,0012.

35. Получим такие скорости, в метрах [в сек.]:

0,756 1,069 1,512 2,138 3,024 4,276.

Следовательно, эти скорости лишь на $^1/_5$ меньше скорости по ободу лопастного колеса в воздуходувке (7).

36. Наш воздушный поток имеет ограниченную площадь поперечного сечения, именно около 1200 кв. см ($^1/_8$ кв. м), значит больше, чем в аппарате Максима *. Чем сравнительно обширнее для модели воздушный поток, тем, теоретически, больше бы должно быть давление.

37. Однако опыты для пластинок до 80 кв. см, даже до 100 не обнаружили тут явственно выраженной разницы. На этом основании можем считать наш поток совершенно достаточным (как бы безграничным) для форм, площадь поперечного сечения которых не превышает 80 кв. см.

38. Ввиду того, что мы часто будем иметь дело с такою площадью, даем тут давление на пластинку в 80 кв. см, при разных скоростях потока см. 35), в миллиметрах:

26 52 104 208 416 832 мм.

Давление на 1 кв. см будет:

0,325 0,65 1,3 2,6 5,2 10,4 [мм].

II

ДАВЛЕНИЕ НА ПЛОСКОСТЬ, НОРМАЛЬНУЮ К ПОТОКУ[4]

39. Скорости потока, данные нами в парагр. 35, основаны были на опытах Кальете и Колардо. Мы приняли их опыты, потому что они определяли давление на пластинку при прямолинейном ее движении, тогда как другие ученые определяли это давление при движении ее по окружности (на коловратных машинах). При движении же круговом давление будет тем более, чем менее радиус круга.

40. На сколько различны полученные разными учеными результаты относительно сопротивления, это можно видеть из следующих чисел,

* Hiram M a x i m. Natural and artificial flight. «The Aeronautical Annual», Boston, 1896.

определяющих в килограммах давление ветра, движущегося со скоростью 1 метра в секунду, на 1 кв. метр нормально расположенной пластинки (при условии 34).

41. По Гупилю и Морею: 0,130.

42. По международной шкале для силы ветра: 0,123.

43. По Пиоберу, Морену, Ренару и Ланглею: около 0,085.

44. По Кальете и Колардо: 0,071.

45. Теоретически Понселе получено $\frac{d}{2g}$, где d есть плотность воздуха, а g — ускорение земной тяжести; по этой формуле вычислим, для метрической атмосферы (735,5 мм) и 10° Ц, 0,0612.

46. К этой теоретической величине наиболее подходят опыты Кальете и Колардо (0,072). Их коэффиц[иент] только на $^1/_{16}$ более коэффиц[иента] Понселе. При других скоростях давление на плоскость принимается пропорциональным квадрату скорости.

47. На нашем приборе неудобно определить непосредственно скорость воздушного потока, но легко определить давление на пластинку, по которому мы, в связи с опытами Кальете и Колардо, и определили скорость. О вероятности полученного результата можно, однако, догадываться (35).

III

ДАВЛЕНИЕ НА НАКЛОННУЮ ПЛОСКОСТЬ

48. Давление воздушного потока на пластинки, расположенные к его направлению под разными углами, также определялось разными учеными, путем теории и опыта, но и тут получилось не менее разногласия (41, 44, 45).

49. Обозначая через p_1 давление ветра на пластинку, расположенную нормально к потоку, а через p давление на ту же плоскость, но под углом i к направлению потока, получим:

50. По Ньютону... $\frac{p}{p_1} = \sin^2 i$. Грубая неверность этой формулы теперь вполне выяснена на опытах и в теории.

51. По Ф. Р. Лесли . . . $\frac{p}{p_1} = \sin i$ *.

52. По теории лорда Релея ** и Герлаха . . . $\frac{p}{p_1} = \frac{(4+\pi)\cdot\sin i}{4+\pi\sin i}$.

---

* Все новейшие авторы по сопротивлению согласны в том, что давление, при острых углах, пропорционально sinus'у' угла наклонения пластинки. К тому же пришли путем опыта Дюшмен (D u c h m i n. Recherches Expérimentales sur les lois de la resistance des fluides. Paris, 1842) и Лилиенталь, недавно погибший (Otto L i l i e n t h a l. Der Vogelflug als Grundlage der Fliegekunst. Berlin, 1880).

** Lord R e y l e i g h. On the Resistance of Fluids. «Philosofical Magazine», 1876, vol. II.

53. По опытам Ланглея* на коловратных машинах:

$$\frac{p}{p_1} = \frac{2\sin i}{1+\sin^2 i}.$$

54. Я делал опыты с наклонной пластинкой в 100 (10×10) кв. см. Сначала я определил ряд горизонтальных давлений при последовательном поворачивании пластинки, вокруг горизонтальной оси, на 5°. Поворачивание начиналось с нормального (к потоку) положения пластинки и продолжалось до 45°.

55. Далее положение столика ([черт.] 1) и ящика изменялось на перпендикулярное; пластинка располагалась по направлению возд[ушного] потока и поворачивалась вокруг вертикальной оси. За нулевое направление пластинки принималось то, при котором воздушный поток не производил давления на пластинку и не отклонял стрелку динамометра ([черт.] 1).

56. Соединяя два ряда (54 и 55) наблюдений в одно, устраняя влияние стоек в опыте 55, относя углы к направлению воздушного потока и делая, кроме того, перевод полученных давлений на давления, перпендикулярные к поверхности пластинки, получим при скорости воздушного потока, близкой к $1^1/_2$ м [в сек.] (груз в 2 фунта):

Углы	. 0°	5°	10°	15°	20°	25°	30°	35°	40°	45°
Давление . .	. 0	18	37	56	81	105	123	135	140	143
Углы	50°	55°	60°	65°	70°	75°	80°	85°	90°	
Давление . .	144	143,5	142	139	136	134	133	132	132	

57. Эти нормальные к пластинке давления получены из наблюденных в § 54 через деление их на cosinus угла отклонения пластинки от направления потока (см. углы таблицы) и из наблюденных в опыте 55 через деление их (давлений) на sinus угла отклонения.

58. Из таблицы видно, что сначала (от нуля до 15°) давление возрастает почти строго пропорционально углу отклонения; затем несколько быстрее (градусов до 20); далее медленнее, достигая максимума при наклонении к воздушному потоку на 50°.

59. При этом положении нормальное давление на пластинку даже на 12 мм больше, чем при обыкновенном ее перпендикулярном положении к потоку (90°). Вообще оно больше обыкновенного давления между углами 35° и 85°.

60. Ни одна из формул, приведенных ранее (50—53), не дает нам указания на это обстоятельство. Все они показывают только, что давление,

* S. Langley. Experiments in Aerodinamics. 1891.

возрастая сначала пропоционально sinus'у угла отклонения, далее возрастает менее быстро, но все-таки непрерывно, до угла в 90°.

61. Даем тут для сравнения отношения $\frac{p}{p_1}$ для разных углов, по формулам 51, 52, 53 и по моим опытам.

	5°	20°	35°	50°	60°	90°
По Лесли	0,087	0,342	0,574	0,766	0,866	1
По Релею	0,145	0,470	0,708	0,819	0,920	1
По Ланглею	0,166	0,612	0,864	0,984	0,990	1
По моим опытам	0,137	0,614	1,023	1,091	1,076	1

62. Из таблицы видно, что при малых углах результаты моих опытов дают несколько меньшие числа, чем числа Ланглея и Релея; далее, они ближе всего к опытам Ланглея и больше всего отличаются от чисел Лесли.

63. Опыты при разных грузах с одинаково наклоненными пластинками показали, что давление пропорц[ионально] грузу или квадрату скорости потока.

[IV]

ДАВЛЕНИЕ НА ПРОДОЛГОВАТУЮ НАКЛОННУЮ ПЛОСКОСТЬ

64. Ни одна из приведенных формул не указывает влияния продолговатости пластинки на величину давления.

В самом деле, если пластинка перпендикулярна к направлению воздушного потока, то давление почти не зависит от степени ее удлинения, а только от величины ее площади. Если же она наклонена к ветру под острым углом, то и продолговатость имеет большое влияние на степень давления *.

67. Я произвел ряд опытов с прямоугольными пластинками шириною в 4 см, а длиною последовательно в 4, 8, 12, 16, 20, 24 и 32 см. Я располагал

* Amans. Sur un appareil destiné à mézurer la force propulsive de diverses paletts. «L'Aéronaute», 1890.

Этот труд указывает, что продолговатость наклонной пластинки, расположенной перпендикулярно к потоку, увеличивает давление на нее ветра. Формулы, однако, не дается. На то же указывают и опыты Ланглея.

их то вдоль потока, то поперек, под одним и тем же острым углом градусов в 20.

68. Привожу тут данные при одной только скорости ветра около 3 м [в сек.] ([груз] 8 фунт.), потому что явление 63 и тут наблюдается.

При расположении поперек (длинное ребро прямоугольника перпендикулярно к направлению потока) имеем:

Длина	4	8	12	16	20	24 см
Давл[ение] . . .	22	43	64	90	110	136 мм.

Отсюда видно, что в случае поперечного расположения пластинки давление почти пропорционально ее площади.

69. Однако, при более остром угле наклонения к ветру явственно обнаруживается увеличение давления, приходящегося на единицу площади. При грузе в 8 фунтов и при наклонении градусов в 12 получим:

Длина	4	8	12	16	20	24 см
Давл[ение] . . .	6	14,5	25	38	47,6	59,5 мм.

На каждые 16 (4×4) квадратных сантим[етра] пластинки последовательно приходится следующее давление: 6; 7,3; 8,3; 9,5; 9,9, т. е. давление, приходящееся на единицу площади, непрерывно возрастает, увеличиваясь в данном примере чуть не в 2 раза ($\frac{10}{6} = 1\frac{2}{3}$).

70. В случае продольного расположения, хотя и под углом в 20°, так же явственно обнаруживается непропорциональность давления величине поверхности пластинки. Так, при грузе в 8 фунтов опыт дает:

Длина	4	8	12	16	20	24	32 см
Давл[ение] . . .	22	33	42	53	62	73	85 мм.

Значит, когда длина пластинки увеличивается вдвое, давление увеличивается лишь раза в полтора.

71. В 3-х приведенных таблицах даны давления на пластинки по направлению воздушного потока. Чтобы получить давления, перпендикулярные к пластинкам, надо данные давления разделить на sinus угла наклонения пластинок к ветру.

[V]

ОПЫТЫ ТРЕНИЯ

72. Желая выяснить законы трения воздуха о поверхности, я произвел опыт с тремя круглыми цилиндрическими поверхностями, имеющими одну

и ту же окружность в 32,5 см и один и тот же диаметр в 10,3 см; но длина цилиндров была разная; именно в 12,5; 25 и 50 см.

73. Располагались они по направлению потока (образующая была параллельна ему), чего достигал я, поднимая или опуская один край цилиндра или поворачивая его в бок до тех пор, пока стрелка динамометра ([черт.] 1, *C*), при действии одного и того же ветра, не показывала наименьшего давления.

Цилиндры эти, конечно, открытые (без оснований), и воздух свободно скользил сквозь них.

74. Предупреждаю, что для простоты выводов все опыты я произвожу при плотности воздуха, близкой к 0,0012 (см. 34).

75. Производя с цилиндрами опыты при работе грузов от $^1/_2$ до 16 фунтов и вычитая давление на стойки, получим:

Поверхность	Длина	[Грузы], (фунты)					
		1/2	1	2	4	8	16
813	12,5	4	7	12	21,5	36	60
1625	25	6	11	19	32,5	56	94
3250	50	9	16	29	50	87	160

Заметим, что поверхность цилиндров мы удваивали, потому что трется как наружная их часть, так и внутренняя. Давление выражено, как обыкновенно, в миллиметрах ([1 мм соответствует] $^1/_{80}$ г).

76. Рассматривая предложенную таблицу, замечаем следующие, довольно ясно выраженные, законы трения.

77. Величина трения [5] не пропорциональна квадрату скорости (или грузу, по 29); но когда скорость увеличивается вдвое (или груз в 4 раза), трение увеличивается только в три (в среднем в 3,04) раза; или когда груз увеличивается вдвое, то сопротивление, в среднем, увеличивается в 1,7434; уклонения сравнительно незначительны и притом то в ту, то в другую сторону.

78. Величина трения не пропорциональна длине цилиндра. В среднем (корень 12-й степени из отношения произведения чисел таблицы), когда поверхность и длина цилиндра увеличиваются вдвое, трение увеличивается в 1,546 (раза в полтора, с лишком).

79. Итак, величина трения (*T*), для цилиндров одного и того же принятого нами диаметра (около 10 см), выразится формулой: $T = Av^a\, l^b$, где v — скорость ветра в метрах [в сек.], l — длина цилиндра, а прочие величины — постоянные.

80. В частном случае имеем: $T_1 = Av_1^a \cdot l_1^b$ и $T_2 = Av_1^a \cdot l_2^b$, отсюда получим:

81. $$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{l_2}{l_1}\right)^b \quad \text{или} \quad b = \log\left(\frac{T_2}{T_1}\right) : \log\left(\frac{l_2}{l_1}\right).$$

83[6]. Но мы заметили, что когда отношение длин равно 2 $\left(\frac{l_2}{l_1} = 2\right)$, то отношение трений равно 1,546 $\left(\frac{T_2}{T_1} = 1{,}546\right)$; следоват[ельно], $b = \log(1{,}546) : \log(2) = 0{,}629$, или около 0,63.

84. Определив b, определим a. В частном случае, при одной и той же длине цилиндра, имеем:

$$T_3 = A \cdot v_2^a \cdot l_3^b \quad \text{и} \quad T_4 = A \cdot v_3^a \cdot l_3^b.$$

85. Отсюда получим:

$$\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{v_3}{v_2}\right)^a \quad \text{и} \quad a = \log\left(\frac{T_4}{T_3}\right) : \log\left(\frac{v_3}{v_2}\right).$$

86. Но мы видели, что когда скорость увеличивается вдвое $\left(\frac{v_3}{v_2} = 2\right)$, то трение увеличивается почти в 3 раза $\left(\frac{T_4}{T_3} = 3{,}04\right)$. Следовательно, $a = \log(3{,}04) : \log(2) = 1{,}604$.

87. Теперь узнаем A. Из формулы 79 найдем:

$$A = \frac{T}{v^a l^b} = \frac{T}{v^{1{,}604} \cdot l^{0{,}63}}.$$

Вставляя сюда любые соответствующие величины (v, l и T) из таблицы 75, легко вычислим A. Возьмем, напр[имер], для величины трения из таблицы 75 число 32,5 (среднее около 32,3), соответствующее скорости в 2,138 м [в сек.] и длине цилиндра в 50 см. Тогда вычислим для A по предыдущей формуле: $A = 1{,}264$.

88. Итак, опытные результаты таблицы 75 выразим эмпирически формулой:

$$T = 1{,}264 \cdot v^{1{,}604} \cdot l^{0{,}63}.$$

89. Теперь применим ее для вывода общей формулы, определяющей силу трения прямоугольника длиною в L метров, а шириною в 1 метр, движущегося по направлению стороны L со скоростью V метров [в сек.].

Принимая в расчет только величину трения одного его бока (или одной плоскости), получим:

$$\frac{1{,}264 \times 100}{32{,}5 \times 2 \times 80 \times 1000} V^{1{,}604} \cdot (L \cdot 100)^{0{,}63}.$$

Эту формулу мы получим из предыдущей, переведя сантиметры в метры и наши миллиметры (условная единица давления $= \frac{1}{80}$ г) в килограммы. Так что в этой формуле сила трения выражена в килограммах, а длина прямоугольника (L) — в метрах. Произведя в ней вычисления, получим:

$$T = 0{,}0004423 \cdot V^{1{,}604} \cdot L^{0{,}63}.$$

90. Чтобы узнать коэффициент трения или отношение его величины к сопротивлению воздуха при движении той же площади, с той же скоростью, только по направлению нормали к ней, употребим формулу Кальете и Колардо (34):

$$F = (1 \times L) \cdot 0{,}071 \cdot V^2.$$

91. Разделив предыдущую формулу на эту, найдем:

$$\frac{T}{F} = 0{,}00623 \cdot V^{-0{,}396} \cdot L^{-0{,}37}.$$

Значит, коэффиц[иент] трения уменьшается с увеличением скорости и длины (L) поверхности по направлению движения, и притом — уменьшается почти в одинаковой степени (около 0,4) от той и другой причины.

92. Из последней формулы получим и обратное отношение:

$$\frac{F}{T} = 160{,}5 \cdot V^{+0{,}396} \cdot L^{+0{,}37},$$

т. е. узнаем, во сколько раз трение прямоугольника меньше сопротивления воздуха при нормальном движении того же прямоугольника и с той же скоростью.

Так для скорости в 1 м [в сек.] и для поверхности в 1 кв. м найдем 160,5, а для величины трения обеих сторон квадрата: 80,25.

93. Даем здесь таблицу [см. стр. 94], основанную на формуле 92, которую для сокращения вычислений упрощаем так:

$$\frac{F}{T} = 160{,}5 \cdot V^{0{,}4} \cdot L^{0{,}37}.$$

Разумеется, законы 77 и 78 не проверены опытами в случае очень длинных поверхностей и больших скоростей. Поэтому числа таблицы 93 можно считать несомненно верными только до 50 см длины и 5 м [в сек.] скорости. В тех же пределах верна и формула 93. Весьма жалею, что не мог произвести более обширных опытов с поверхностями большей длины и скоростями, большими 5 м [в сек]. По аналогии с опытами Фруда

V, м [в сек.]		1	2	4	8	10	20	40
[L]	1/10 м	68	90	119	157	172	227	299
	1 »	160	212	279	369	403	532	702
	10 »	376	496	655	864	945	1247	1645
	100 »	882	1164	1536	2026	2216	2923	3857
	200 »	1139	1503	1983	2616	2861	3775	4981
	1000 »	2068	2728	3600	4750	5194	6853	9043

в воде (см. D i s l è r e. Exposé sommaire des expériences faites à Amsterdam sur la resistence des carènes. Paris. 1878) надо думать, что показатели формулы 93 постепенно уменьшаются с увеличением L и V.

Коэффициенты трения получим из чисел таблицы, если разделим на них единицу.

94. Например, для поверхности длиною в 10 м, движущейся со скоростью 4 м [в сек.], коэффициент трения равен $^1/_{655}$.

Из таблицы видно, что трением тел, малопродолговатых в направлении потока, можно смело пренебречь, если притом размер их в направлении потока более $^1/_{10}$ м.

Впрочем, и трением в наших моделях, не продолговатых в направлении потока, также можно пренебречь, потому что оно составит не более $^1/_{20}$ сопротивления от инерции.

Ранее («Вестник опытной физики», № 259) я дал формулу

$$\frac{T}{F}=\frac{1}{58\,v},$$

определяющую коэффициент трения в предположении, что поверхность в направлении движения достаточно обширна (В. О. Ф.[7], № 258, стр. 146, подстрочная выноска). Теперь является возможность определить, в какой мере должна вместе со скоростью возрастать и поверхность, чтобы соблюдался закон Гагена (см. пред. формулы), а вместе с ним оказались верны и выводы, сделанные нами в статье: «Самостоятельное движение аэростата» (В. О. Ф. № 258 и 259).

95. Положим:

$$58\ v = 160\cdot v^{0,4}\cdot L^{0,37}$$

(на основании предыдущей формулы и 93). Отсюда

$$L=\left(\frac{58}{160}\right)^{2,7}\cdot v^{1,62}=0,0646\cdot v^{1,62}\ \text{метра}.$$

Если длина прямоугольника, в направлении потока, будет возрастать пропорционально $v^{1,62}$, то закон Гагена будет соблюдаться.

Так, для скоростей упомянутой статьи ([В. О. Ф.], № 258, стр. 150) вычислим длину поверхности в метрах:

v	1	4	12	20	40 м [в сек.]
L	0,065	0,610	2,773	8,285	25,44 м

Отсюда видно, что даже для очень больших скоростей (напр., 40 м в секунду, или 144 км в 1 час) требуются поверхности не очень длинные, в десятки раз меньшие предлагаемых нами аэростатов. Значит, трение их еще меньше, чем то следует из прежних наших работ.

96. Так, в примере 74 (В. О. Ф., № 259) предельная скорость предельного аэростата составляла 328 м в секунду! Следовательно, коэффициент трения, по предыдущим работам, будет 1/19024; по закону же настоящей статьи (91) = 1/32800. Стало быть, трение по новым опытам в полтора раза меньше, в применении к самому смелому нашему расчету, а следовательно, и скорость аэростата будет более вычисленной нами ранее.

Итак, благоприятность наших выводов относительно аэростата нисколько не колеблется, страдает лишь точность их, и то не очень.

Правильные призмы и круглый цилиндр

100[8]. Ось этих тел располагалась перпендикулярно к направлению потока. Длина оси около 10 см.

101. *Треугольная призма*; сторона треугольника = 4 см. Замечу, что давление на все тела, малопродолговатые в направлении потока, как показал опыт, прямо пропорционально грузу, или квадрату скорости ветра. Поэтому давления его на такие тела будут тут даваться только при одном грузе (хотя я производил эти опыты и при разных грузах).

102. Груз 2 фунта; одна грань призмы параллельна направлению потока (крыша). Давление ветра [соответствует] 44 мм. Давление на проекцию * вычислим в 45 мм. След[овательно], коэффиц[иент] сопротивления чуть меньше единицы.

103. Одна грань перпендикулярна к потоку и обращена к нему. Давление 58. На проекцию же вычислим давление в 53 мм. Следовательно, тут давление больше, чем на плоскость, т. е. заостренная корма даже увеличивает сопротивление. Коэффиц. сопр. = 1,1.

---

* Предполагается проекция на плоскость, нормальную к направлению потока. Это есть тень на плоскость, перпендикулярную к потоку, предполагая, что лучи света идут по направлению ветра.

104. То же, но острый двугранный угол режет ветер. Давление на призму $= 31{,}5$. Давление на проекцию $= 53$. Сопротивление значительно уменьшается; именно в 1,7 раза. Коэффиц. сопр. $= 0{,}59$ (почти как у цилиндра).

105. *Квадратная призма.* Сторона основания $= 4$ см; грань нормальна к ветру. Давление на призму $= 54$. Давление на проекцию вычислим в 53 мм. Так что давление на призму тут почти не отличается от давления на грань.

106. Та же призма, но расположенная симметрично, углом к ветру. Давление на призму $= 58$; Давление на проекцию $= 74$. Следовательно, давление уменьшается в 1,28 раза. Коэффиц. сопр. $= 0{,}78$. Тем не менее призму выгоднее располагать нормально к ветру, потому что абсолютное давление будет меньше.

107. *Шестиугольная призма*; сторона основания $= 3$ см. Самая проекция и давление на проекцию наименьшее и равно 69 мм (углом вперед). Давление на призму $= 61$. Сопротивление уменьшается только в 1,13 раза. Коэфф. сопр. $= 0{,}89$.

108. Проекция наибольшая (две грани нормальны к ветру). Давление на нее 78 мм. Давление на призму равно 52. Давление уменьшается в 1,5 раза. Коэфф. сопрот. $= 0{,}65$ (близок к коэфф. сопротивления цилиндра).

109. Отношение давления наибольшего (когда 2 грани параллельны ветру) к наименьшему (когда 2 грани перпендикулярны) $= 1{,}2$, т. е. оно не так значительно.

110. *Восьмиугольная правильная призма.* Проекция наименьшая; сопротивление уменьшается в $65:53 = 1{,}23$ раза. Проекция наибольшая; сопротивление уменьшается в $69:42^1/_2 = 1{,}62$ раза. Коэффициенты сопротивлений: 0,82 и 0,61. Отношение наибольшего сопротивления к наименьшему $= 53:42\ ^1/_2 = 1{,}24$.

111. *Прямой круглый цилиндр.* Длина оси 10 см (такая же, как и призма); диаметр основания 5 см. Давление строго пропорционально квадрату скорости. При грузе в 2 фунта давление на цилиндр $= 41$ мм. Давление на проекцию 65 мм. Сопротивление уменьшается в 1,59 раза. Коэфф. сопр. $= 0{,}63$. Странно, что сопротивление цилиндра, при одной проекции, оказывается даже больше (хотя и чуть) сопротивления восьмиугольной призмы — угловатого тела. Не играет ли тут роль передний угол, рассекающий воздух? Впрочем, средний коэффиц[иент] сопротивления призм значительно меньше, чем цилиндра.

112. Некоторые ученые применяют формулы (50—53) к теоретическому определению давления на тела многогранные и другой формы. Так, применяя формулу Лесли (51), которая дает давления, чуть не вдвое меньшие истинных, определяют коэфф[ициент] сопр[отивления] цилиндра в 0,785, что грубо противоречит опыту. Если же взять в основание более верную формулу Ланглея (53), то ошибка получится еще больше. Между тем как неверная формула Ньютона дает меньшую ошибку. Отсюда видна невоз-

можность применять формулы (50—53) к вычислению давлений на кривые или многоугольные поверхности.

113. Впрочем, мы уже показали на опыте, что эти формулы даже не годятся для плоскостей, если они продолговаты и наклонены к потоку под острым углом (64—70).

Эллиптические прямые цилиндры

114. Я делал опыты с 4-мя эллипт[ическими] цилиндрами; большая ось эллипса располагалась под разными углами к направлению потока. При грузе в 2 фунта мною получена следующая таблица:

Ось эллипса		Отношение	Наклонение большой оси к направлению потока			
большая	малая		0°	30°	60°	90°
70	56 мм	1,25	40	45	56,5	60
68	49	1,39	33,5	43	55	62
65	43	1,51	28	37	54	62
62	31,4	1,98	17,5	34	55	65

Длина (высота) всех цилиндров = 10 см.

115. Возьмем пока в расчет главные положения цилиндров (0° и 90°). Цилиндр, большая ось которого направлена по ветру, можно рассматривать как такой, продолговатость которого больше единицы. Наоборот, если малая ось совпадает с направлением потока, — тот же цилиндр будет иметь продолговатость меньше единицы. Круглый цилиндр будет иметь продолговатость равную единице. Таким образом, считая и круглый цилиндр (111), получим 9 наблюдений над сопротивлением эллиптических цилиндров разной продолговатости.

116. Итак, из таблицы 114 вычислим:

1,98	1,51	1,39	1,25	1,00	0,80	0,72	0,66	0,51
2,34	2,00	1,91	1,83	1,59	1,52	1,42	1,37	1,25.

Первая строка указывает на продолговатость цилиндра (отношение оси по направлению потока к оси, перпендикулярной к нему); вторая — во сколько раз уменьшается сопротивление сравнительно с давлением на проекцию цилиндра (утилизация формы).

117. Затем был опыт с цилиндром, основание которого имело форму рыбы; передняя часть имела форму эллипса, задняя оканчивалась острым углом; форма — весьма плавная. Длина основания 18 см, наибольшая ширина 5,8 см. Значит, продолговатость равнялась 3,1.

118. Опыт при трех грузах: в 2, 4 и 8 фунтов, причем цилиндр один раз обращался эллиптическим концом к ветру, другой, наоборот, острым углом против ветра. Получены следующие давления в мм:

Вес груза	2	4	8	16 ф[унтов]
[Цилиндр обращен] тупым концом против ветра	24	42	75	135 мм
Острым [концом против ветра]	26,5	52	104 мм	—

Отсюда видно, что давление на закругленный конец значительно меньше, чем на острый. Кроме того, на закругленный конец давление возрастает не так быстро, как груз (или квадрат скорости потока), между тем как на острый конец оно пропорционально грузу. Наименьший коэфф[ициент] сопротивления для круглого конца 0,224; наибольший — 0,316. Для острого коэф[фициент] сопр[отивления] один: 0,342. Сопротивление уменьшается в 4,47; 3,14 и 2,92 раза (утилизация формы).

Правильные многогранники и шар

119. *Тетраэдр* (правильный четырехгранник). Давление пропорционально грузу. Поэтому даю давление только при 2 фунтах.

120. Одна грань параллельна потоку; двугранный угол симметрично режет воздух; давление = 31 мм. Двугранный угол симметрично режет воздух и ребро его нормально к потоку; давл[ение] = 43. Одна грань нормальна к потоку и трехгранный угол режет воздух; давл[ение] = 25; коэф. сопр. = 0,442 (ребро = 10 см); сопротивление уменьшается в 2,26 раза. Грань перпендикулярна и обращена к ветру; давл[ение] = 61; коэфф. сопр. = 1,08, т. е. сопротивление даже увеличивается во столько раз. Очевидно, задняя пирамидка только увеличивает сопротивление треугольника. Наименьший коэфф[ициент] сопр[отивления] тетраэдра, как увидим, лишь немного отличается от коэфф[ициента] сопротивления шара.

121. *Октаэдр* (прав[ильный] восьмигранник). Ребро 6 см; ось, проходящая через вершины углов, нормальна к потоку.

а) Четырехгранный угол режет воздух; давление на октаэдр = 30,5; давление на квадратную проекцию = 47; коэфф[ициент] сопротивления равен 0,65; сопротивление воздуха уменьшается в 1,54 раза.

б) Ребро нормально к потоку и режет воздух; давление ветра = 25, т. е. меньше предыдущего в $\frac{30,5}{25} = 1,22$; коэфф. сопр. = 0,61.

122. *Куб*. Ребро = 8 см.

а) Одна из граней нормальна к потоку; давление на куб. = 64, давление на проектированную плоскость = 84 мм. Коэфф. сопр. = 0,76, т. е. сопротивление воздуха уменьшилось в 1,3 раза. По Дюбуа и Дюшмену, такое же отношение, но для сопротивления воды, колеблется между 1,22 и 1,27.

б) Две грани параллельны потоку, а прочие одинаково наклонены к нему; прямой двугранный угол режет воздух. Давление = 84, т. е. оно равно давлению на квадрат. Сравнительно с давлением на проекцию оно выражается 0,71.

123. *Икосаэдр* (правильный округлый многогранник, ограниченный 20 равносторонними треугольниками). Ребро чуть более 6 см. Ось, проходящая через вершины противоположных телесных углов, нормальна к направлению ветра. Поворачивание многогранника вокруг этой оси мало изменяет давление ветра на многогранник, которое колеблется между 69 и 71. Площадь проекции менее 100 кв. см. Давление на нее 130 мм. Коэффициент сопротивления не менее 59 : 130 = 0,53. Сопротивление уменьшается не более чем в 1,88 раза.

124. *Шар*. Площадь большого круга = 63 кв. см; давление на проекцию шара = 82 мм. Давление на шар (при том же грузе в 2 фунта) = 35. Коэффициент сопротивления = 0,43. Значит, сопротивление уменьшается в 2,34 раза.

125. Поморцев, принимая в основание наиболее верную формулу Ланглея (53), вычисляет аналитическим путем коэффициент сопротивления шара в 0,86. Отсюда опять-таки видно, насколько невозможно применение формул плоскости к определению давлений на кривые поверхности.

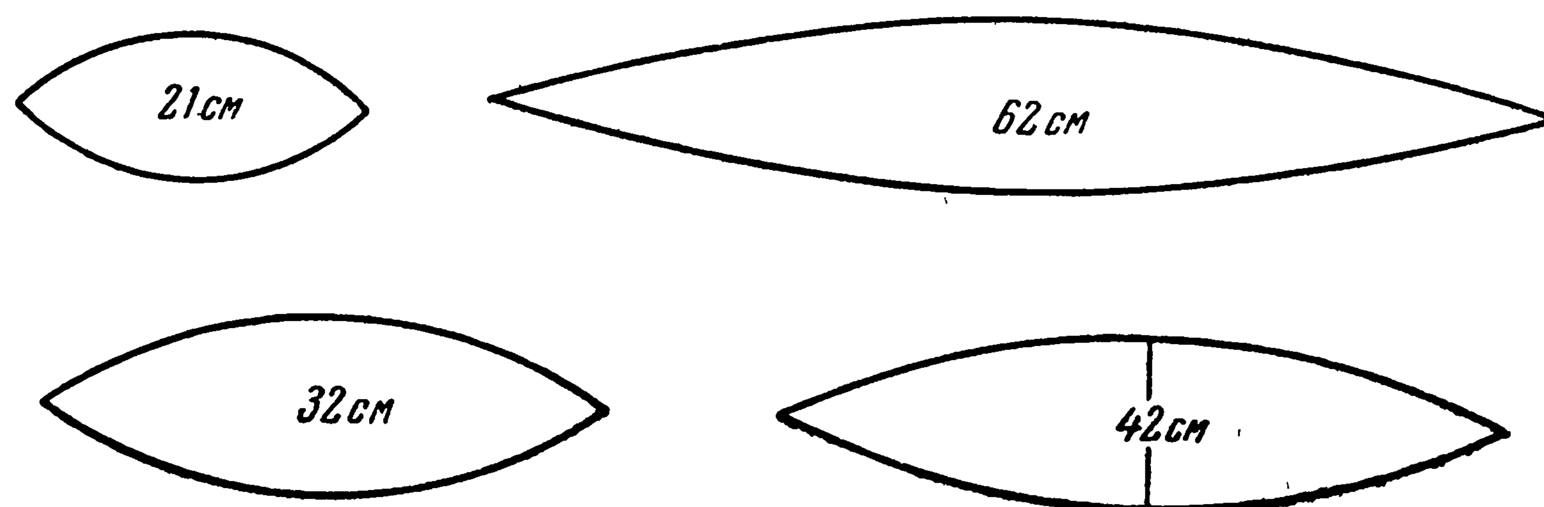
Я делал опыты с шаром (по обыкновению) при всех доступных мне скоростях потока и нашел, как и для всех малопродолговатых в направлении потока тел, что давление на них пропорционально квадрату скорости ветра. Такие же почти коэффициенты сопротивления я получил и ранее для цилиндра и шара посредством других опытов, при безграничном потоке воздуха (см. Циолковский, «Железный управляемый аэростат», или «Вестник опытной физики», № 259, стр. 278).

Это согласие указывает на то, что поток наш достаточно обширен для размеров наших моделей.

Продолговатые тела вращения

126. Представим себе тело или поверхность, полученную от вращения дуги круга около ее хорды. Бумажные поверхности такого вида были устроены мною четырех размеров в длину; именно — в 21, 32, 42 и 63 см.

Диаметр (черт. 3) наибольшего поперечного сечения был близок к 10 см, а площадь сечения к 80 кв. см.



Черт. 3

Вот абсолютные давления на эти тела, расположенные длинной осью (осью вращения) по направлению потока.

Груз		1/2	1	2	4	8	16 ф[унтов]
Длина	21 см	6	12	24	47	79	110
	32 »	5	10	17	31	48,5	80
	42 »	4	8	16	28,5	48,5	89
	62 »	1	8	16	31	55	104

Формы испытывались при разных скоростях. Первый вертикальный столбец содержит длину форм в сантим[етрах]. Из таблицы видим, что давление на формы, с удлинением их, уменьшается лишь весьма незначительно, а начиная со скорости в 2,14 м [в сек.] (груз 4 фунта) оно даже увеличивается с удлинением. Именно при этой скорости наименьшее сопротивление оказывается у формы длиною в 42 см. При грузе же в 16 фунтов (скорость = 4,28 м [в сек.]) наименьшее сопротивление оказывается у формы длиною в 32 см. Это странное, на первый взгляд, явление отчасти объясняется увеличением поверхности удлиненного тела, а следовательно, и увеличением его трения о воздух.

128. Далее мы видим, что только при небольших скоростях (до 2 м [в сек.] — не более) сопротивление тела пропорционально грузу (или квадрату скорости потока); потом же оно возрастает значительно медленнее, что особенно ясно для тел малопродолговатых, где трение, по их незначи-

тельной поверхности, сравнительно с инерцией, невелико. Потому-то и нельзя вполне объяснить это явление влиянием трения, возрастающего непропорционально квадрату скорости (88). Явление это поразительно и заслуживает нашего особенного внимания, потому что указывает на перспективы, облегчающие воздухоплавание.

В самом деле, закон, по которому сопротивление тела пропорционально квадрату скорости его движения, множество раз доказывался теоретически (когда не принимали в расчет силу трения) и подтверждался опытными исследованиями (по крайней мере — для тел не продолговатых) — и вот оказывается, что он грубо неверен даже для тела малопродолговатого, трением которого можно пренебречь; действительно, по таблице 126, для тела длиною в 21 см (а шириною в 10 см), при увеличении груза с 4 фунтов на 16, или при увеличении скорости потока в 2 раза, сопротивление увеличивается не в 4 раза, как бы следовало по общепринятому закону, а только в 2 раза с небольшим!

Как же объяснить это странное на первый взгляд явление?

Из той же таблицы мы видим, что упомянутый закон тем более верно соблюдается, чем скорость движения меньше, и только при скорости от 2 до 4 м замечается грубое уклонение от него.

Может быть, когда скорость незначительна, движение распространяется далеко вокруг тела и работа возмущения им воздуха сравнительно велика. При больших же скоростях движения тела, возмущение среды не распространяется далеко,— воздух лишь сжимается близ передней половины тела и даже отдает часть полученной им работы сжатия, вновь расширяясь и производя давление на кормовую половину тела. Именно, мне кажется, часть истраченной телом работы возвращается таким образом телу; и эта часть тем больше, чем быстрее движение тела.

Для тел более продолговатых не замечается это возвращение работы, потому что и при наибольшей употребленной нами скорости (4,3 м [в сек]) боковое раздвигание воздуха чрезвычайно медленно, возмущение среды распространяется далеко, сгущается (сжимается) она мало и потому почти не возвращает затраченной на нее работы. Но при достаточном увеличении скорости, хотя бы и очень продолговатых тел, без сомнения, должно обнаружиться возвращение работы, а следовательно, и благоприятное уклонение от закона возрастания сопротивления пропорциональному квадрату скорости движения (тела или среды, что все равно).

Итак, принятое нами ранее (В.О.Ф., № 259) сопротивление воздуха от инерции должно быть значительно уменьшено, благодаря прекрасной упругости воздуха. И это уменьшение будет тем больше, чем быстрее движение аэростата. Кто знает, каких скоростей, благодаря принципу возвращения энергии, достигнут воздушные корабли в будущем! Во всяком случае они больше тех, которые были даны нами в упомянутой работе!

Если вычислить величину трения для всех тел таблицы 126 (для чего нужно определить особый коэффициент применительно к кривизне тела) и вычесть ее из общего сопротивления этих тел, то получим таблицу, содержащую сопротивления, зависящие исключительно от инерции воздуха и его упругости.

Взяв ряд тел при одной скорости, увидим, что сопротивление от инерции (приблизительно) обратно пропорционально квадрату продолговатости тела.

Таков закон продолговатости, если скорость незначительна (до 2 м [в сек.]). Но рассматривая сопротивления от инерции при скорости 4,2 м [в сек.], увидим, что закон этот не соблюдается. Как же объяснить эту странность? (см. В.О.Ф., № 259, стр. 277).

Дело в том, что при малых скоростях не имеет места сжимание воздуха и сопряженное с ним возвращение энергии. При скорости же более значительной боковое сжимание обнаруживается для тупых форм, но не имеет места для острых форм, медленно раздвигающих воздух, почему у последних сопротивление от инерции и значительно больше, чем то следует по закону продолговатости тела.

129. В телах удлиненных относительное уменьшение сопротивления, зависящее от упругости среды, не так бросается в глаза, потому что там громадную роль играет трение воздуха; напротив, величина инерции (раздвигание воздуха) незначительна, вследствие остроты тела. Но для больших тел и скоростей, для которых трение невелико (91), благодетельное уменьшение сопротивления от инерции должно сказаться с полной яркостью.

130. Даем тут еще таблицу, показывающую, во сколько раз уменьшено сопротивление на те же формы (126) сравнительно с давлением на площадь наибольшего поперечного сечения их (на проекцию). Числа эти можно назвать утилизацией, или полезностью, формы. Они обратны коэффициентам сопротивления. Прибавлена строка скоростей, а длина тела заменена продолговатостью, или отношением длины их к ширине.

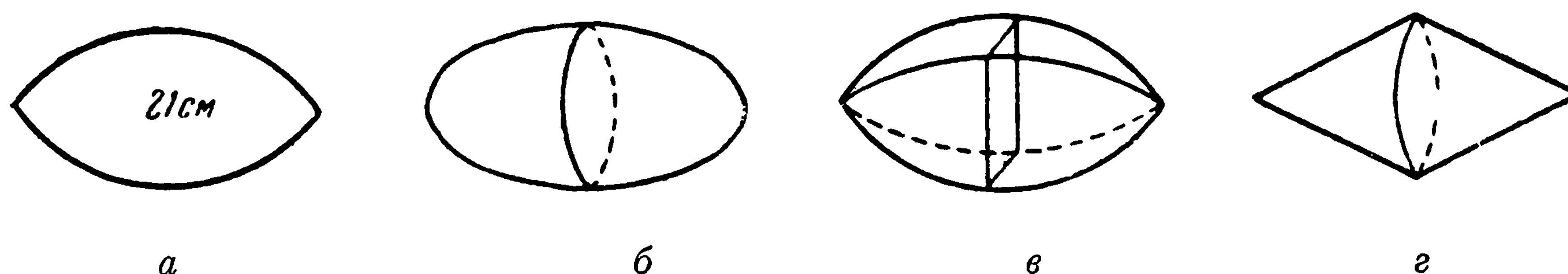
Грузы	1/2	1	2	4	8	16 [фунты]
Скорости	0,76	1,07	1,51	2,14	3,02	4,28 м [в сек.]
[Продолговатость]						
2,1	4,3	4,3	4,3	4,4	5,3	7,6
3,2	5,2	5,2	6,1	6,7	8,6	10,4
4,2	6,5	6,5	6,5	7,3	8,6	9,4
6,2	6,5	6,5	6,5	6,7	7,6	8,0

131. Отсюда мы видим, что наименьшее сопротивление в наших опытах оказалось у тела с продолговатостью в 3,2 и при наибольшей скорости. Поморцев для той же продолговатости, но для формы идеальной (наименьшее сопротивление) находит, с помощью вариационного исчисления, коэффиц[иент] сопротивления равным 0,4; значит, утилизацию формы он находит равной 2,5, что меньше числа, полученного мною из опыта, в 4 раза.

132. Подчеркиваю это обстоятельство, чтобы еще показать, насколько не применимы сами по себе довольно верные формулы сопротивления плоскостей (52 и 53) в приложении их к определению давлений на тела.

Сравнение сопротивления тел разной формы, но (приблизительно) одной длины и продолговатости

133. Вот (см. табл.) давления: а) на одно из предыдущих тел (126) длиною в 21 см, б) на эллипсоид вращения, в) на тело плавное в продольном направлении, но имеющее квадратные поперечные сечения (согнуто из четырех равных плоскостей, ограниченных дугами окружности) и г) на тело, составленное из двух равных конических поверхностей (черт. 4):



Черт. 4

[Груз, фунты]	1/2	1	2	4	8	16	
а	6	12	24	47	79	110	Уже испытанное [тело]
б	5,5	11	22	42,5	74	117	Эллипсоид вращения
в	6,5	13	25	47	80	128	Квадратное сечение
г	12	24	47,5	94	185	—	Конусы

134. Сравнивая ранее испытанное тело «*а*» с эллипсоидом вращения, находим, что давление на эллипсоид лишь немного меньше давления на тело «*а*», оканчивающееся с обоих концов маленькими конусами. Мало того, начиная со скорости в 4 м [в сек.] или около того, давление на

эллипсоид даже больше. Следовательно, для металлич[еского] аэростата двойная выгода употреблять формы, оканчивающиеся конусиками: в отношении конструкции и в отношении сопротивления.

135. Сопротивление тела «*в*», с квадратным поперечным сечением, тоже не очень много отличается от сопротивления «*а*» и «*б*», откуда видно, что углы поперечного сечения мало увеличивают сопротивление тела.

136. Зато углы продольного сечения (не на концах только) крайне вредно отзываются на сопротивлении тела, как это видно на примере конической поверхности «*г*». Тут сопротивление в 2—3 раза больше и возрастает почти строго пропорционально грузу, или квадрату скорости потока (потому что тут работа инерции много больше работы трения).

Значение сопротивления кормы

137. Некоторые отрицают значение кормовой части тела в деле его сопротивления ветру. И, действительно, мы видели (напр. 120), что в некоторых случаях кормовая часть даже увеличивает сопротивление воздуха движению тела. Однако для удлиненных и плавных тел значение кормового придатка громадно. Даем тут результаты опытов, показывающих значение кормовой части для различных тел.

138. Для этого, между прочим, я брал известные нам продолговатые тела, разделенные средним поперечным сечением на две равные части. Так, я брал половину эллипсоида вращения и половину тела, полученного от вращения отрезка круга вокруг его хорды. Тела я располагал обыкновенным образом, вдоль потока, но обращал их то острием к ветру, то тупым концом, который я заклеивал бумагой (черт. 3 и 4).

139.

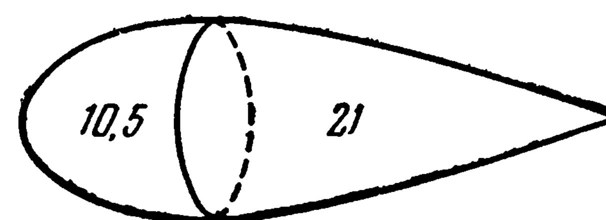
[Вес груза]	$^1/_2$	1	2	4	8 [фунт.]
Половина эллипсоида; дл. =11 см. Выпуклой стороной к ветру . . .	7,5	14	28	55	106
То же, но тупым концом к ветру	30	60	120	238	—
Половина тела от вращения дуги; дл. = 21 см. Острием к ветру . . .	—	13	26	49	88
То же. Тупым концом к ветру	19	40	81	164	—

140. Сравнивая вторую гориз[онтальную] строку таблицы с давлением на полный эллипсоид (133), видим, что корма у эллипсоида примерно на $^1/_3$ лишь уменьшает сопротивление.

141. Рассматривая третью строку (139) и сравнивая ее с давлением на плоскость, видим, что давление на последнюю меньше и потому корма у плоскости увеличивает сопротивление.

142. Сравнивая давление третьей строки с давлением на полное тело (126), видим, что у него кормовая часть раза в два уменьшает сопротивление.

143. Наконец, сравнение давлений 4-й строки с давлением на плоскость, равную площади среднего поперечного сечения полного тела, указывает нам, что кормовой придаток такого удлинения уменьшает сопротивление плоскости. Из всего этого видно, что пренебрегать значением кормы отнюдь не следует.



Черт. 5

143[9]. Привожу тут еще опыты, не только интересные сами по себе, но и указывающие еще несколько раз на значение задней части тела. Я взял половину эллипсоида вращения (черт. 3 и 4) и половину тела (в 42 см длины), полученного от вращения отрезка круга; короче — половинки, взятые для предыдущего опыта (139). Эти половинки я соединил плоскими (и равными) краями так, что получилось тело, несколько напоминающее (только менее продолговатое: вдвое) аэростат Кребса и Ренара (черт. 5).

144. Вот числа давлений на это тело, обращенное то эллиптическим концом к ветру, то острым:

[Вес груза]	1/2	1	2	4	8	16 [фунт.]
Тупым концом к ветру . .	3,5	7	14	25	45	85
Острым [концом к ветру] .	6	12	24	46	84	134

145. Прежде всего бросается в глаза, что давление при острой корме почти вдвое менее, чем при тупой.

146. Сравнивая затем числа 2-й строки с давлением на половину эллипсоида (139, 2-я строка), видим, что при малой скорости кормовой придаток вдвое уменьшает сопротивление; но чем больше скорость, тем больше его полезное значение.

147. Длина тела (143) = 32 см; сравнивая его с телом той же длины и продолговатости (смотр. табл. 126), находим, что давление на составное тело несколько меньше, чем на простое (126). Однако, при скорости 3—4 м [в сек.], давление на более симметричное тело (с коническими концами) уже становится менее значительным.

148. Вывод тот, что аэростат выгоднее строить симметрично, с наибольшим поперечным сечением в середине (эти явления легко объясняются сжатием воздуха и возвращением энергии; см. 128).

Давление на полуцилиндр, полушар, коническую поверхность и на аэростат Шварца

149. Давление на последующие поверхности почти строго пропорционально грузу (или квадрату скорости) и потому я буду давать давления при одной скорости, вызываемой грузами в 2 фунта.

150. Давление на полуцилиндрическую поверхность, ось которой нормальна к потоку, а выпуклость обращена к ветру, оказалось равным 23. Давление на проекцию равно 34 (площадь проекции = 32 × 8). Следовательно, коэффиц[иент] сопротивления равен 0,67.

151. При обратном положении цилиндра, т. е. при давлении ветра внутрь его, сопротивление = 43, т. е. чуть не вдвое больше. Давление на проекцию = 34. Значит, оно меньше, чем на самый полуцилиндр; коэффиц. сопр. = 1,26. Давление на полный цилиндр с раскрытыми основаниями (сквозная труба), так же как и на такой же полуцилиндр; несколько более, чем на цилиндр, закрытый с боков.

152. Давление на острую половину открытого конуса выражается 44, а закрытого кругом (основанием) 51. Высота этого конуса, как и испытанного уже двойного (133), равна 10 см; также и площадь поперечного сечения равна 80 кв. см. Сравнивая это сопротивление с сопротивлением двойного конуса (табл. 133), видим, что последнее, несмотря на кормовой придаток, даже несколько больше сопротивления открытой конической поверхности. Так что корма у двойного конуса, в отношении сопротивления, приносит один вред.

153. Та же коническая поверхность, но обращенная отверстием к ветру, дает при открытом основании [сопротивление, равное] 128, а при закрытом — 108. Давление на плоскость проекции равно 104, т. е. даже немного менее.

154. Давление на низкие открытые конусы выражается следующей таблицей, где первый ряд означает высоту конусов в миллиметрах; диаметр основания каждого конуса был немного более 7 см.

Высота, мм	0	11	16	20	23	26	31	35
Отверстием к ветру	60	63	64	65	66	67	68	68
Углом к ветру	60	50	48	45	43	42	39	37

155. Я интересовался знать, будет ли давление на конусы пропорционально числу их, если расположить их вдоль потока. Для этого я сделал

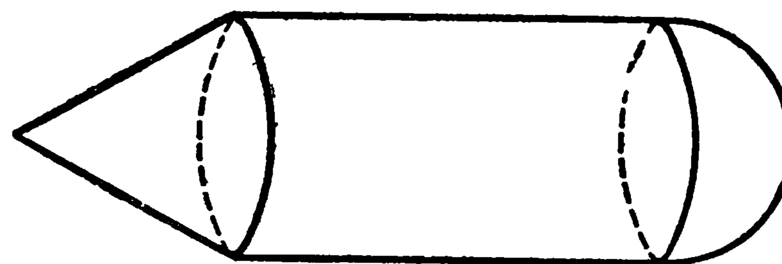
5 равных (двойных) конусов и располагал их в разном числе на проволоке, так что вершины их соприкасались; получились следующие результаты:

Число конусов	1	2	3	4	5
Давление	4	8,5	11,5	16	19.

Значит, давление почти пропорционально числу конусов. Отсюда видно, что караван аэростатов едва ли будет подвигаться с большей скоростью, чем каждый аэростат отдельно. Груз был равен 4 фунт. Длина двойного конуса = 14 см; диаметр основания (среднего сечения) = $3^1/_3$ см.

156. Давление на полусферическую поверхность, расположенную выпуклостью к ветру, равнялось 31; когда же отверстие было закрыто кругом, то 32. При отверстии, обращенном к ветру, получаем, в случае открытой чаши,— 99, а закрытой — 94, т. е. давление увеличивается в 3,2 раза, когда полусфера поворачивается отверстием к ветру. Сравнивая наименьшее давление с давлением на полную сферу такого же диаметра (124), видим, что давление на открытую полусферу меньше в 1,13 раза.

157. Давление на полусферу, отверстие которой параллельно направлению потока, равно 20, независимо от того, закрыта ли полусфера или нет. Это давление более половины давления (35 : 2 = 17 $^1/_2$) на полную сферу такого же диаметра (груз 2 ф[унта]).



Черт. 6

158. Алюминиевый аэростат Шварца (черт. 6 и 7) (опыт близ Берлина, в 1897 г.), как известно, в носовой части имел форму полушара, а в кормовой — круглого конуса длиною (или высотою) в 10 м. Корму с носом соединял цилиндр диаметром в 12 м и длиною в 24 м. Чтобы испытать сопротивление такого тела, я сделал подобное ему, с площадью круглого поперечного сечения в 63 кв. см.

159. Вот результаты опытов:

[Вес груза], фунт.	2	4	8
Сферой к ветру	26	50	98
Конусом к ветру	28	54	107

Следовательно, давление почти пропорционально квадрату скорости.

Далее, видим, что сопротивление сферой вперед немного менее, чем конусом вперед. Давление на проекцию равно 328 (при грузе в 8 ф[унтов]), значит коэффиц[иент] сопротивления, при самых благоприятных условиях, равен 98 : 328 = 0,30; утилизация же формы = 3,34, т. е. она немного более полезности шаровой поверхности и много уступает полезности продолговатых тел простейшей формы (смотрите табл. 130).



Черт. 7

160. Укажу в заключение на опыт с поверхностью, полученной от соединения сферы и касательного к ней конуса.

Образующая конуса равна 12 см. Площадь большого круга шара равна 63 кв. см; диаметр — около 8,9 см. Испытание было при грузах в 2;4 и 8 фунтов; высота конуса была параллельна направлению потока. Результаты следующие:

[Вес груза], ф[унт.]	2	4	8
Сфера обращена к ветру . . .	28	51	90
Конус рассекает воздух . . .	28	55	112

Т. е. при скорости, большей 1 м [в сек.], сопротивление меньше при движении сферой вперед. Наибольшая утилизация формы $= 3{,}65$; наименьшая $= 2{,}93$. Наименьший коэффициент сопротивления $= 0{,}27$, тогда как для шара он равен 0,43. Значит, конус кормовой части значительно уменьшает сопротивление шара.

ВЫВОДЫ

161. Давление на наклонную квадратную плоскость вернее всего выражается формулой Ланглея. Годится для того и формула лорда Релея. Однако ни одна из формул не указывает замеченного нами увеличения нормального давления при средних наклонах плоскости к ветру.

162. Обе предыдущие формулы хорошо применять к решению вопросов, касающихся аэроплана (подразумеваю птицеподобную или насекомоподобную летательную машину).

163. Давление ветра на тела, не продолговатые в направлении потока (или округлые), пропорционально квадрату скорости потока. То же можно сказать и про тела малопродолговатые, если в средней части они имеют грубые углы (двойной конус).

164. Нет формул, определяющих давление ветра на наклонную и продолговатую пластинку. Чем продолговатее и наклоннее пластинка к ветру, тем более обнаруживается непригодность известных формул сопротивления плоскости: давление на продолговатую пластинку, расположенную вдоль потока, значительно меньше вычисляемого по ним, а на расположенную поперек — больше.

165. Абсолютная сила трения, в килограммах, одной стороны прямоугольника, шириною в h, а длиною в L, при движении по направлению L со скоростью V, равна $T = 0{,}0004423\, hV^{1,6} L^{0,63}$, т. е. она не пропорциональна квадрату скорости движения и не пропорц[иональна] длине прямоугольника L.

166. Абсолютное трение, приходящееся на единицу поверхности прямоугольника, равно:

$$T_1 = 0{,}0004423 \cdot \frac{V^{1,6}}{L^{0,37}}.$$

167. Коэффициент трения равен:

$$\frac{0{,}00623}{V^{0,4} \cdot L^{0,37}},$$

т. е. он уменьшается почти в одинаковой степени (0,4) как от увеличения скорости, так и от увеличения длины поверхности по направлению движения (L и V выражены в метрах [и в м/сек.]).

168. Чтобы законы трения, принятые мною в недавно напечатанной статье (В. О. Ф., № 259), вполне оправдались, необходимо чтобы длина

трущейся поверхности, в направлении движения, возрастала по условию: $L = 0{,}0646 \cdot V^{1,62}$, т. е. возрастала с увеличением скорости движения. В применении к размерам наших аэростатов величина трения несравненно меньше, чем мы принимали в упомянутой статье. Так, для аэростата в 200 м длины, движущегося со скоростью 12 м в секунду, она указывается раза в 4 меньше, чем мы принимали ранее («Железный управляемый аэростат», Циолковский).

169. Чем огромнее поверхность, чем менее она продолговата и чем быстрее ее движение, тем более мы вправе пренебрегать величиною трения, в сравнении с величиною сопротивления от инерции. Однако для управляемых аэростатов величиной трения пренебрегать никак нельзя.

170. Ни одну из формул сопротивления плоскости также невозможно применять и к аналитическому определению сопротивления кривых или многогранных поверхностей, потому что результаты таких вычислений грубо противоречат опыту. Согласие с ним может быть только случайное. Так, невозможная формула Ньютона дает результаты, более близкие к истине, чем верная, сама по себе, формула Ланглея.

171. Каждому желающему я готов охотно повторить любой из опытов, описанных в этой статье.

172. Прибор, устроенный мною, так дешев, удобен и прост, так быстро решает неразрешимые теоретические вопросы, что должен считаться необходимой принадлежностью каждого университета или физического кабинета.

Множество неописанных мною тут опытов производятся с помощью его в 2—3 минуты.

173. Давление на плавные продолговатые тела (кораблеподобные) возрастает не так быстро, как квадрат скорости.

174. Сопротивление воздуха слагается из двух сил: трения и инерции воздуха. Вычитая сопротивление 1-го рода, увидим, что сопротивление от инерции также возрастает менее быстро, чем квадрат скорости, что легко видеть на телах малопродолговатых и что объясняется упругостью воздуха, который, быстро сжимаясь по бокам носовой частью тела, так же быстро расширяется, давя на заднюю часть тела и подгоняя его тем (или возвращая часть затраченной телом работы).

175. Для малых скоростей и малопродолговатых поверхностей или для больших скоростей и сильно продолговатых тел, упругостью воздуха можно пренебречь, и тогда сопротивление тела от инерции будет обратно пропорционально квадрату продолговатости его (продолговатость есть отношение длины тела к ширине).

176. Если скорость тела будет возрастать пропорционально его продолговатости, то боковое сжимание упругой воздушной среды будет приблизительно одинаково, и потому приблизительно будут соблюдаться два закона относительно сопротивления от инерции: а) сопротивление

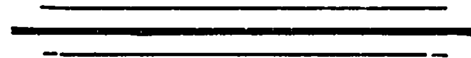
от инерции будет пропорционально квадрату скорости и б) обратно пропорционально квадрату продолговатости.

177. Кормовой (или задний) придаток тела иногда увеличивает его сопротивление, иногда не изменяет, но большей частью уменьшает.

Для кораблеподобных тел или для управляемых аэростатов значение кормы (или формы заднего придатка) громадно.

178. Закончу выражением сожаления по поводу того, что мои опыты не настолько точны, не настолько обширны и многочисленны, чтобы служить для вывода эмпирических формул сопротивления продолговатых тел. На ограниченное же значение приводимых тут формул трения я уже указывал.

А как важно возможно точно формулировать законы сопротивления и трения! Какое громадное применение они имеют к теории аэростата и аэроплана! Да и есть ли области техники и науки, в которых законы сопротивления упругой среды не имели бы значения. Так пожелаем же горячо определения этих законов и поспособствуем, насколько от нас зависит, производству необходимых для того опытов.



СОПРОТИВЛЕНИЕ ВОЗДУХА И ВОЗДУХОПЛАВАНИЕ

В 1899 г. я обратился с просьбой в Императорскую Академию наук о выдаче мне средств для производства опытов по сопротивлению воздуха. При этом я указал на предыдущие мои опыты, описанные в «Вестнике опытной физики» (есть и отдельное издание: «Давление воздуха», Циолковский) и в «Трудах Московского отделения Общества любителей естествознания».

Академия поручила рассмотрение моих работ академику М. А. Рыкачеву. Вследствие его благоприятного отзыва и ходатайства перед Академией, последняя решила выдать мне пособие (470 р[уб].) на производство новых опытов, программа которых была также представлена мною в Академию. Это было в мае 1900 г. Я принялся тогда же за сооружение большой воздуходувной машины (вроде веялки: крыльчатая воздуходувка или вентилятор), дававшей поток в аршин высоты и ширины. Сделаны были и измерительные приборы, и все это чуть не 6 раз переделывалось и перестраивалось, пока не получился воздушный поток, достаточно удовлетворительный.

К концу 1900 г. я мог начать клейку моделей и производство опытов. К концу следующего года (16 дек. 1901 г.) я уже выполнил часть предполагаемой программы и представил о сделанных опытах отчет в Академию. Этот отчет составлял только извлечение из моей рукописи и состоял из 80 писчих листов текста и 58 таблиц чертежей. В предлагаемой статье я желал бы только поделиться с интересующимися наиболее важным и наиболее практическим, что можно вывести из моих работ.

Ни описание приборов, ни чертежи их, ни описание производства опытов — ничто это не может найти тут места. Кто же хочет получить об этом некоторое понятие, тот пусть обратится к моему отдельному изданию («Давление воздуха».., склад у гг. Риккера, Иольстена и Щепанского), хотя там чертеж главной машины оказался неверным.

В докладе Академии наук я не только еще не выполнил предполагаемую программу опытов и работ, но далеко не исчерпал и не решил еще окончательно и тех вопросов, о которых я трактовал в докладе. Работы еще очень много и бог весть, когда я ее окончу и решу те вопросы, которые мною подняты. По всей вероятности, придется предпринять новые труды, с лучшими приборами, для получения, в некоторых случаях, более точных результатов.

Считаю тут нелишним привести изъяснение некоторых наиболее употребляемых мною далее слов.

Продолговатость тела есть отношение длины к его диаметру наибольшего поперечного сечения. Под диаметром тут подразумевается диаметр круга, равновеликого поперечному сечению тела. Проекция тела есть площадь проекции тела на плоскость, перпендикулярную к направлению воздушного потока. Величина проекции поэтому, конечно, зависит от положения тела относительно потока.

Число, показывающее, во сколько раз давление [1] ветра на плоскую проекцию тела больше давления на самое тело, при одинаковых условиях, я называю полезностью формы потому, что в применении к воздухоплаванию это число действительно выражает степень выгоды данного тела в отношении легкости рассечения им воздуха. Обратное отношение я называю коэффициентом сопротивления.

Все наши числа и данные относятся к плотности воздуха в 0,0012 плотности воды.

Я также называю коэффициентом K число в формуле

$$P = \frac{K}{1000} \cdot SV^2,$$

определяющей в килограммах давление P на какую-либо поверхность.

В этой формуле S большею частью есть проекция тела (не всегда) и выражается в квадратных метрах (всегда); V есть скорость потока и всегда выражает его секундную скорость в метрах. K есть величина переменная и зависящая от S и V. Она определяется опытом и содержится в приведенных таблицах.

Продолговатость прямоугольника есть отношение его размеров по направлению, нормальному к потоку, к размерам по направлению потока. Иногда же, просто — отношение длины к ширине.

ПЛОСКИЕ ФИГУРЫ. НАПРАВЛЕНИЕ ВЕТРА НОРМАЛЬНО К ФИГУРЕ

1. Давления ветра на равновеликие (т. е. имеющие одну [и ту же] площадь) непродолговатые фигуры без отверстий — равны.

Напр[имер], давление ветра определенной скорости на круг и равновеликий ему квадрат — равны.

2. При одной [и той же] площади давление ветра определенной силы на продолговатые фигуры, как прямоугольник, эллипс, и на сквозные, как кольцо, решетка,— больше, чем на сплошные и непродолговатые (см. 1). Разница в давлениях, при одной [и той же] площади и скорости ветра, доходит до 40%. Этим объясняется хорошее действие парусов с отверстиями.

3. Давление ветра на фигуру, изменяющуюся подобно самой себе, пропорционально ее площади и квадрату скорости потока. Такому закону, напр[имер], подчиняются квадрат, круг, эллипс с постоянным отношением осей и прямоугольник с постоянным отношением сторон, или с неизменной продолговатостью.

4. Практическая формула давления на фигуру, изменяющуюся подобно самой себе, есть:

$$P = \frac{K}{1000} \cdot SV^2,$$

где P — давление на пластинку в килограммах, K — коэффициент, определяемый из опыта и постоянный для известной формы и плотности воздуха, S — площадь фигуры в квадр. метрах, V — скорость ветра в метрах (в секунду).

5. В случае фигуры несквозной и непродолговатой (см. 1), я принимаю, почти согласно Кальете и Колардо, K равным 73,— для плотности воздуха, близкой к 0,0012 плотности воды.

6. Давление на прямоугольник при постоянной его площади и неизменной скорости ветра увеличивается с увеличением его продолговатости; так что K в предыдущей формуле изменяется сообразно продолговатости. Опыт приводит к такой зависимости коэффициента K от продолговатости прямоугольника:

Продолговатость прямоугольника	K	Продолговатость прямоугольника	K	Продолговатость прямоугольника	K
1	73	8	90	16	95,7
1,5	74	9	91	17	96,1
2	76,5	10	92	18	96,5
3	80,5	11	92,8	19	96,9
4	83,5	12	93,5	20	97,2
5	85,5	13	94,1	30	98,4
6	87	14	94,7	40	99,4
7	89	15	95,2	50	100,1

Эту зависимость я выражаю кривой; в этой статье подобных кривых не приложено, но каждый может ее начертить сам, откладывая абсциссами продолговатость, а ординатами — давление [2] (K). Продолговатости дробной, напр[имер] $^1/_4$, соответствует K при продолговатости обратной ($1 : {}^1/_4 = 4$). С помощью такой кривой можно отыскать K и для всякой продолговатости.

Из кривой и таблицы видно: давление на квадрат и на малопродолговатый прямоугольник, при одной [и той же] площади и скорости ветра, почти одинаково до продолговатости 1,3; затем, с дальнейшим увеличением продолговатости, давление возрастает сначала довольно быстро, а затем все медленнее и медленнее, приближаясь к пределу, превосходящему давление на квадрат процентов на 40.

7. Для определения давления на прямоугольник можно употребить формулу (4), подобрав из таблицы или по кривой коэффициент соответствующий продолговатости прямоугольника. Думаю, что эта же формула применима и к эллипсу.

НОРМАЛЬНОЕ ДАВЛЕНИЕ НА ПРЯМОУГОЛЬНЫЕ ПЛАСТИНКИ, НАКЛОНЕННЫЕ К ВОЗДУШНОМУ ПОТОКУ

8. Равнодействующая всех сил давления ветра на наклонную плоскость почти перпендикулярна к ней; о таком-то давлении я и буду говорить, почему и называю его нормальным.

9. Давление на прямоугольник или другую фигуру, неизменным образом расположенную относительно потока, хотя бы и наклоненную к нему под определенным углом, пропорционально квадрату скорости потока.

10. Давление ветра на прямоугольник (тут же подразумевается и квадрат), одна из сторон которого (длинная или короткая, что не все равно) перпендикулярна к направлению потока, при одном метре скорости его в секунду и при единице площади, выражено в следующей таблице. Числа ее также выражают коэффициент K для формулы (4), которая, на основании предыдущего, годится также и для определения давления на наклонный квадрат или прямоугольник [см. табл. на стр.116].

11. Если угол наклона прямоугольника составляет 90°, то лучше коэффиц[иент] K, для формулы (4), брать из таблицы (6).

12. Принимая угол за абсциссу, а давление (K) за ординату, можем зависимость между углом наклона и давлением выразить кривой, особой для всякой продолговатости, от —5 до +5. В таблице продолговатость выражается (условно) отрицательно в том случае, когда короткая сторона прямоугольника перпендикулярна к потоку,— и положительно, когда

Пластинки		Означение продолговатости	Наклон к потоку														
			5°	10°	15°	20°	25°	30°	35°	40°	45°	50°	55°	60°	70°	80°	90°
25 × 5	Короткая сторона прямоугольника нормальна к потоку	—5	3	7	13	21	30	40	50	59,2	69	79	85	86	84,5	84	85
20 × 5		—4	4	11	18	26	34	44	54	62,7	72	79	83	83,5	82,5	82,5	82
15 × 5		—3	5	12	20	29	40	51	60,5	68	75	78,6	79,5	79,5	79,5	79,7	80,0
10 × 5		—2	6	14	24	36	48	58,5	70	78	81	82	81,3	80,5	79	78	78
10×10	Квадрат	+1	9	21	32	44	54,5	63	67,7	70,5	72,5	73,6	74,8	75	74,8	73,7	73,6
5 × 10	Длинная сторона нормальна к потоку	+2	12	27	37	49	53,3	54,5	57	61,3	66,2	71,2	74,5	76,5	77,3	76,5	76,8
5 × 15		+3	17	32	39,5	52	58	60,3	61	62,5	65	69,1	72,5	75	77,3	79,5	80
5 × 20		+4	17,5	35,5	42	55,4	59	61,2	63	66	69	73,8	77,5	80,1	83,2	83,6	83,4
5 × 25		+5	19	36	44	54,5	57	58	59,5	62	65,5	72	77,1	80,5	84,2	85,2	85

длинная сторона нормальна к направлению потока. По кривым этим можно найти давление, соответствующее любому углу наклона.

13. Принимая же за абсциссы продолговатость от —5 до +5, получим ряд кривых, каждая из которых выражает зависимость между продолговатостью и давлением при неизменном наклоне.

14. Как те, так и другие кривые представляют сечения одной и той же поверхности, уравнение которой $Z = F(x, y)$ я не буду определять до более точных опытов, с более совершенными аппаратами. В этом уравнении показано, что давление (Z или K) есть функция наклона (x) пластинки к потоку и продолговатости (y) прямоугольника.

15. Рассматривая столбцы таблицы, видим, что при неизменном угле наклона, градусов до 25, давление (K) непрерывно возрастает с возрастанием продолговатости от —5 до +5. Так, при продолговатости 5 и угле наклона в 10° давление (K) на одну и ту же пластинку будет в 5 раз больше, если длинная ее сторона будет перпендикулярна к потоку, чем в том случае, когда к потоку перпендикулярна короткая ее сторона.

16. Из таблицы также видно, что разница в давлениях (K) в таком случае будет тем больше, чем наклон пластинки к потоку меньше и чем пластинка менее продолговата.

17. И Ланглей и другие давно нашли, что давление на одну и ту же пластинку, при одном и том же наклоне, зависит от ее расположения в потоке; но сколько-нибудь точной зависимости тут не нашли и не выразили ее ни таблицами, ни кривыми. Только и найдено было, что давление на пластинку больше, если она расположена вдоль потока.

Также неизвестна и зависимость давления (K) на продолговатую пластинку в случае ее перпендикулярности (90°) к направлению потока, выраженную мною в таблице 6-й.

Обыкновенно (да, пожалуй, и всегда, насколько мне известно) принимается в расчет только площадь пластинки и наклон ее к направлению потока; значение же продолговатости игнорируется, как неизвестное, хотя и существующее.

18. Из кривых, построенных по таблице 10-й, видно, что давление на прямоугольное крыло, длинная сторона которого перпендикулярна к направлению потока, выражается простой формулой

$$P = \frac{K}{1000} \cdot iSV^2,$$

если только наклон крыла к ветру не превышает 10—15 градусов.

В этой формуле i есть угол наклона, P — давление в килограммах, S — площадь в квадратных метрах, V — скорость потока в метрах [в сек.],

а K есть коэффициент, величина которого для прямоугольников разной продолговатости выражается таблицей:

Продолговатость прямоугольника, длинная сторона которого перпендикулярна к потоку	Давление (K) на единицу площади при единице скорости. Наклон не более 15°	Продолговатость прямоугольника, длинная сторона которого перпендикулярна к потоку	Давление (K) на единицу площади при единице скорости. Наклон не более 15°
1,00	2,10	3,25	3,31
1,25	2,14	3,50	3,38
1,50	2,28	3,75	3,44
1,75	2,50	4,00	3,50
2,00	2,70	4,25	3,54
2,25	2,86	4,50	3,57
2,50	3,00	4,75	3,59
2,75	3,11	5,00	3,60
3,00	3,20		

Напр[имер], давление на прямоугольник с продолговатостью 3,25, наклоненный на 6 град[усов] к потоку, будет:

$$P = \frac{3{,}31}{1000} \cdot 6SV^2,$$

где S и V должны быть выражены в метрах [и м/сек], а P выразится в килограммах.

19. Из всего предыдущего видно, почему плоские крылья насекомых расположены длинной своею стороной перпендикулярно к встречному воздушному потоку (или к направлению полета).

20. Последняя формула применима к вычислениям относительно полета насекомых или аэроплана, наклон плоских крыльев которого к потоку не превышает 15°.

21. Заметим, что под V можно подразумевать не только скорость ветра, но и скорость движения пластинки в неподвижном воздухе или, точнее, в спокойной атмосфере. Можно даже подразумевать и то и другое, одним словом V есть относительная скорость модели, на которую производится давление, и воздуха, т. е. среды, в которой совершается явление сопротивления. Это замечание относится и ко всем другим случаям сопротивления.

21 [3]. Давление на всякую наклонную к потоку плоскую фигуру ученые определяют до сих пор одной какою-либо формулой. Так, известны формулы Ланглея-Дюшмена, Ньютона, Лесли, лорда Релея. Я думаю теперь, что некоторые из этих формул совсем негодны, другие применимы

только к квадрату или приблизительно к другой какой-нибудь непродолговатой форме, как, напр[имер], круг. Такова формула Релея, которая при острых углах наклона, градусов до 10, дает числа, близкие к моим опытам, и Ланглея, которая согласуется с моими числами при углах менее острых и немного вообще противоречит моим опытам.

ДАВЛЕНИЕ НА ПРЯМОЙ КРУГЛЫЙ ЦИЛИНДР, КОТОРОГО ОСЬ (ИЛИ ВЫСОТА): а) ПАРАЛЛЕЛЬНА НАПРАВЛЕНИЮ ПОТОКА, б) ПЕРПЕНДИКУЛЯРНА К НЕМУ, в) НАКЛОННА

22. Давление по направлению оси, и в то же время коэффициент K для практической формулы (4-й), выражается следующей таблицей.

В практической формуле S, в данном случае, означает площадь основания круглого цилиндра или площадь основания какой-нибудь прямой призмы с малопродолговатым основанием (в квадратных, конечно, метрах).

Продолговатость цилиндра или отношение высоты его к диаметру основания	Коэффициент K для формулы (4)	Продолговатость цилиндра или отношение высоты его к диаметру основания	Коэффициент K для формулы (4)	Продолговатость цилиндра или отношение высоты его к диаметру основания	Коэффициент K для формулы (4)
0,1	73,6	0,9	53,0	3,0	62,5
0,2	73,6	1,0	51,5	3,5	64,5
0,3	73,4	1,2	50,5	4,0	66,0
0,4	72,5	1,4	50,7	4,5	67,0
0,5	68,0	1,6	51,8	5,0	68,0
0,6	62,5	1,8	54,1	5,5	68,5
0,7	57,5	2,0	56,5	6,0	69,0
0,8	54,6	2,5	60,0		

Если, напр[имер], нам надо узнать продольное давление на правильную призму, продолговатость которой равна 1,2 и площадь сечения (или основания) 2 кв. м, то получим

$$P = \frac{50,5}{1000} \cdot 2V^2,$$

где V — скорость потока в метрах [в сек.] (плотность воздуха $= 0,0012$ плотности воды, как всегда). Давление будет выражено в килограммах.

23. Я производил опыты с цилиндрами разной величины и убедился, что приведенная таблица только приблизительно верна, если применять ее к цилиндрам, имеющим в диаметре основания больше 10 см и, в

особенности, меньше; также если и скорость ветра сильно отличается от 1 метра в секунду.

24. Из таблицы видно, что осевое давление сначала уменьшается с увеличением продолговатости цилиндра, затем непрерывно, хотя и медленно, возрастает. Аналогичное явление замечено Дюбуа и Дюшменом для сопротивления тел в воде.

25. Если направление потока перпендикулярно к оси, то равнодействующее давление (K) выражается таблицей:

Продолговатость или отношение высоты к диаметру	Коэффициент K для формулы 4-й	Давление по отношению к давлению на проекцию	Продолговатость или отношение высоты к диаметру	Коэффициент K для формулы 4-й	Давление по отношению к давлению на проекцию	Продолговатость или отношение высоты к диаметру	Коэффициент K для формулы 4-й	Давление по отношению к давлению на проекцию
0,2	33,8	0,460	2,0	40,6	0,552	4,4	46,4	—
0,3	34,2	—	2,2	41,1	0,558	4,6	46,7	—
0,4	34,7	—	2,4	41,6	—	4,8	46,9	—
0,5	35,0	0,475	2,6	42,3	—	5,0	47,1	0,640
0,6	35,4	—	2,8	42,8	—	5,2	47,3	—
0,7	35,7	—	3,0	43,3	0,588	5,4	47,4	—
0,8	36,1	—	3,2	44,0	—	5,6	47,5	—
1,0	37,1	0,504	3,4	44,5	—	5,8	47,6	—
1,2	37,7	—	3,6	45,0	—	6,0	47,7	0,648
1,4	38,5	0,523	3,8	45,4	0,617	6,2	47,7	—
1,6	39,3	0,534	4,0	45,8	0,622			
1,8	39,8	—	4,2	46,2	—			

Последний столбец указывает на отношение K к давлению на плоскость при одинаковых условиях (коэффициент сопротивления). В практической формуле (4) S есть площадь продолговатого осевого сечения цилиндра. Как в этой, так и в предыдущей таблице K будет уменьшаться с увеличением скорости потока и диаметра основания цилиндра (выше 10 см), и, наоборот, K будет больше, если диаметр основания цилиндра будет меньше 10 см, а также и скорость V меньше одного метра [в сек.]. Но в последнем случае (уменьшения V и D) ошибка будет больше.

26. Из таблицы можно вывести, что давление (K) на единицу площади продольного сечения цилиндра возрастает непрерывно с удлиненностью цилиндра, стремясь к постоянному пределу. По крайней мере это справедливо, начиная с продолговатости 0,2 (довольно низкий цилиндр); явление это отчасти аналогично с давлением на прямоугольник (см. 6).

27. Давление на круглую проволоку разной толщины выражается таблицей:

Толщина проволоки в миллиметрах	Коэффициенты (K) к форм[уле] 4, относящиеся к скорости потока в метрах в секунду			Толщина проволоки в миллиметрах	Коэффициенты (K) к форм[уле] 4, относящиеся к скорости потока в метрах в секунду		
	1	2	3		1	2	3
0,5	95	70	61,0	6	65	59,5	55,5
1	85	67,5	59	7	64,7	59,0	55,5
2	75	64	57,5	8	64,5	58	55,5
3	70,5	63	56,5	9	64	58	55,5
4	67,5	61,0	55,5	10	64	58	55,5
5	66	60,0	55,5				

Этой таблицей можно пользоваться для определения давления горизонтального ветра на вертикально висящую проволоку. Например, при скорости ветра, близкой к 3 м [в сек.], давление на проволоку толщиной в 1 мм, в килограммах, будет: $P = \frac{59}{1000} SV^2$, где S есть площадь продольного осевого сечения проволоки в квадратных метрах. При скорости, большей 3 м [в сек.], K будет несколько менее.

28. Замечательно, что давление на тонкую проволоку, при небольшой скорости ветра, может быть более, чем на квадрат, равновеликий площади наибольшего продольного сечения проволоки. Действительно, для квадратной плоскости K равно 73 (см. 5), а для проволоки в некоторых случаях больше (смотрите таблицу).

29. Я произвел еще много опытов с сопротивлением цилиндров и убедился, что это сопротивление, помимо прочего, зависит также от диаметра основания и скорости потока, что видно из последней таблицы.

В моих опытах коэффициент сопротивления колебался от 0,46 до 1,29. При большей разнице в диаметрах и скоростях это колебание было бы еще значительней. Из сказанного видно, что вопрос даже о сопротивлении такого простого тела, как прямой круглый цилиндр,— вопрос сложный, попытку решить который мы отложим до полного выяснения законов трения. Также видно, насколько несостоятельны обычные теоретические вычисления коэффициента сопротивления, которые дают (при всякой основной формуле) определенную величину коэффициента, независимо от скорости потока, продолговатости цилиндра и диаметра его основания (см. 67).

30. Давление на бесконечно большой длины цилиндр (напр[имер], на проволоку), ось которого наклонна к направлению потока, выражается соединением предыдущей таблицы (27) и новой, тут предлагаемой:

Угол наклона оси цилиндра к потоку в градусах	Поток горизонтален		Угол наклона оси цилиндра к потоку в градусах	Поток горизонтален	
	Коэффициент (k_1) горизонтальной составляющей давления ветра	Коэффициент (k_2) вертикальной составляющей		Коэффициент (k_1) горизонтальной составляющей давления ветра	Коэффициент (k_2) вертикальной составляющей
0	0,06823	0,0000	50	0,5340	0,3361
10	0,09063	0,06103	60	0,7065	0,3263
20	0,1417	0,1296	70	0,8704	0,2717
30	0,2356	0,2034	80	0,9816	0,1609
40	0,3644	0,2863	90	1,0000	0,0000

Таким образом, составляющие силы давления ветра на наклонную к потоку проволоку определятся формулами:

$$P_1 = \frac{K}{1000} \cdot k_1 S \cdot V^2 \quad \text{и} \quad P_2 = \frac{K}{1000} \cdot k_2 S V^2,$$

где K взято из таблицы 27-й, а k_1 и k_2 из последней таблицы. Под S надо подразумевать площадь осевого сечения цилиндра в кв. метрах. Коэффициент (k_1) горизнотальной составляющей, при острых углах наклона, может давать неверные результаты, потому что в таком случае трение будет иметь преобладающее значение. Таблицы эти могут применяться для определения давления ветра на проволоку или бичевку, удерживающую змей (аэроплан) или аэростат, также для определения формы ее изгиба и вообще давления на все наклонные цилиндрические части каких-либо сооружений.

31. Давление на часть боковой поверхности прямого круглого цилиндра, между двумя образующими, когда кривизна ее постепенно увеличивается, выражается таблицей:

Отношение стрелки к хорде	K (вогнутость обращена к ветру)	K (наоборот)	Отношение обоих давлений	Отношение стрелки к хорде	K (вогнутость обращена к ветру)	K (наоборот)	Отношение обоих давлений
0,0	74	74	1,00	0,3	76	49	1,55
0,1	74	60	1,23	0,4	82	44	1,78
0,2	74	55	1,35	0,5	84	42	2,00

Воображаемый четырехугольник между образующими имел во всех испытанных моделях форму и величину 1 кв. дц.

Сечение поверхности, нормальное к образующей, дает дугу круга. Первый столбец показывает отношение величины стрелки этой дуги к хорде ее.

Из таблицы видно, что даже значительная вогнутость (до 0,3) мало увеличивает давление на поверхность.

32. Отсюда видно, что вогнутость крыла птицы, при вертикальном движении ее в покойной атмосфере, мало полезна птице. Значение этой вогнутости нам разъяснится далее.

Напротив, давление на выпуклые цилиндрические поверхности быстро уменьшается с увеличением их выпуклости.

Отношение давлений для одной и той же поверхности, поставленной так или иначе, доходит до двух (см. последний столбец).

33. В формуле 4, когда определяем давление на цилиндрическую поверхность, под S надо подразумевать площадь проекции цилиндра на плоскость, перпендикулярную к направлению потока.

34. Опыт показывает, что давление на полуцилиндрическую поверхность, поставленную боком, только в 1,7 раза меньше, чем в том случае, когда она обращена выпуклостью к ветру (осевое сечение нормально к потоку).

КВАДРАТНЫЕ ПЛАСТИНКИ, ЦИЛИНДРИЧЕСКИ ИЗОГНУТЫЕ (ТАК ЧТО СОСТАВЛЯЮТ ЧАСТЬ БОКОВОЙ ПОВЕРХНОСТИ ПРЯМОГО КРУГЛОГО ЦИЛИНДРА, МЕЖДУ ДВУМЯ ОБРАЗУЮЩИМИ) И НАКЛОНЕННЫЕ К НАПРАВЛЕНИЮ ПОТОКА ПОД РАЗНЫМИ УГЛАМИ

35. Цилиндрические поверхности располагались так, что образующие (или ось цилиндра) были нормальны к направлению потока. Составляющая давления по направлению ветра и составляющая по направлению, перпендикулярному к ветру и к образующим (или к оси цилиндрической поверхности), определялись мною путем опыта. Если вообразить себе цилиндрическое крыло, образующие которого горизонтальны, то первую силу, по направлению ветра, можно назвать тягой; вторую же мы назовем подъемной силой крыла, потому что она стремится двигать крыло по вертикальному направлению. В следующей таблице даны величины тяги и подъемной силы и, кроме того, отношение подъемной силы к тяге, или величина подъемной силы, приходящейся на единицу силы тяги.

36. Если сделать сечение цилиндрической поверхности плоскостью, нормальной к оси цилиндра, то в сечении получится дуга круга, имеющая стрелку и хорду. Отношение этих линий и выражено в 1-м столбце таблицы [см. табл. на стр. 124—125 данного издания].

	Кривизна, или отношение стрелки к хорде		Углы,				
			0	2,5	5	7,5	1,0
Плоскость	0,000	Подъемная сила	0	4,4	9,3	14,0	19,5
		Тяга	2	2,2	2,8	4,0	5,5
		Отношение	0	2	3,32	3,50	3,55
Вогнутость обращена к ветру	$^{1}/_{32}$	Подъемная сила	11	13,5	16,5	21,4	26,5
		Тяга	4,00	4,5	5,0	6,0	7,5
	0,031	Отношение	2,75	3,00	3,30	3,57	3,51
	$^{1}/_{12}$	Подъемная сила	14,7	20,5	27,0	34,0	40,5
		Тяга	7,0	7,0	7,5	8,5	10,0
	0,086[4]	Отношение	2,10	2,93	3,60	4,00	4,05
	$^{1}/_{8}$	Подъемная сила	11,0	18,5	25,5	32,0	39,0
		Тяга	10,0	11,0	12,5	14,0	16,5
	0,130	Отношение	1,0	1,68	2,48	2,29	2,36
	$^{1}/_{7}$	Подъемная сила	10,0	18,0	24,5	31,0	37,5
		Тяга	12,3	13,3	14,7	16,5	18,5
	0,173	Отношение	0,813	1,35	1,67	1,88	2,27
	$^{1}/_{2}$	Подъемная сила	12,5	12,3	12,5	13,5	15,0
		Тяга	24,6	23,8	23,5	23,8	24,5
	0,493	Отношение	0,51	0,52	0,53	0,57	0,61
Выпуклость к ветру	$0,086 = {}^{1}/_{12}$	Подъемная сила	—14,8	—	+2	—	+12,5

Наклон относится к наклону плоскости, проходящей через хорды, к направлению потока (см. 1-ю строку).

37. Таблица выражает коэффициент K для формулы 4-й, где под S надо разуметь площадь, проходящую через хорды, только для кривизны $= {}^{1}/_{2}$. Для других же поверхностей S означает площадь самой кривой поверхности, которая, при малых кривизнах, немного отличается от плоскости, проходящей через хорды.

38. Из таблицы видно, что наибольшая подъемная сила, для всех поверхностей, относится к наклону их, близкому к 35 градусам.

Странно, что подъемная сила всех цилиндрических крыльев, обращенных вогнутостью к ветру, сохраняется и при нулевом их наклоне к ветру, т. е. при отсутствии наклона. С помощью кривых давления я

в градусах												
12,5	15	17,5	20	25	30	35	40	50	60	70	80	90
25,0	30,0	35,5	40,5	49,5	55,0	56,0	54,5	47,0	36,6	25,5	13,0	0
7,5	10,0	13,0	16,0	23,0	30,0	38,0	45,6	56,5	65,0	70,0	72,5	73,5
3,33	3,00	2,73	2,53	2,15	1,80	1,47	1,19	—	—	—	—	0
33,5	39,5	46,5	53,0	59,0	72,0	73,5	70,5	57,5	44,0	30,0	15,0	0
9,5	12,5	15,5	19,0	28,0	39,0	47,0	53,5	62,0	70,5	75,0	75,5	74,0
3,53	3,16	3,00	2,79	2,32	1,85	1,56	1,32	—	—	—	—	0
48 5	55,5	63,5	70,3	81,0	86,5	84,7	84,5	60,0	44,5	30,0	15,5	0
12,5	16,0	20,3	24,5	33,5	42,0	50,5	58,3	64,0	71,0	75,0	76,0	74,0
3,88	3,47	3,13	2,87	2,42	2,06	1,68	1,45	—	—	—	—	0
46,0	53,0	60,0	66,0	77,0	83,3	84,0	80,5	63,0	44,5	30,0	15,0	0
18,5	21,0	24,0	27,0	35,0	44,0	52,5	60,5	64,5	69,5	74,0	76,0	75,0
2,49	2,52	2,50	2,44	2,20	1,89	1,60	1,33	—	—	—	—	0
4,40	50,5	56,0	61,5	71,5	79,0	82,0	82,0	70,0	50,4	32,5	16,5	0
20,5	22,8	26,0	28,6	30,7	45,4	54,0	62,0	61,5	69,5	74,5	76,3	76,0
2,15	2,21	2,15	2,15	2,33	1,74	1,52	1,32	—	—	—	—	0
18,5	25,5	35,5	49,0	82,0	95,5	99,5	100,0	95,0	91,0	42,0	19,3	0
25,5	27,5	30,5	34,0	46,5	59,5	68,3	74,5	82,5	85,7	87,0	87,5	86,0
0,73	0,93	1,164	1,440	1,764	1,605	1,458	1,342	1,151	—	—	—	0
—	+21,5	—	+28,8	34,0	32,5	39,2	39,8	37,5	31,8	23,5	13	0

нашел, что для кривизны в $^1/_{12}$ подъемная сила исчезает лишь при отрицательном (или обратном) наклоне в минус 4 $^1/_2$ градуса. По Лилиенталю же, производившему опыты с кривизной в $^1/_{12}$, лишь при минус 9°.

39. Подъемная сила крыла, обращенного выпуклостью к ветру, чрезвычайно сравнительно мала (см. последнюю строку таблицы).

40. Вот выводы, полученные мной с помощью построения кривых и вычислений, которые привожу тут, но не доказываю.

а) Наивыгоднейшая кривизна цилиндрической поверхности, в применении к аэроплану или птицам, близка к $^1/_{15}$, по Лилиенталю же к $^1/_{12}$.

Кривизна эта облегчает работу летания, сравнительно с плоскими крыльями, раза в два. Присоединяя сюда еще выгоды продолговатости крыльев, найдем, что то и другое облегчает работу летания птиц раза в 4.

У насекомых вес крыльев составляет ничтожную долю их веса и не обременяет животное.

Там мудрость природы ограничивается лишь применением продолговатости крыльев. На высшей ступени животного мира экономия в весе крыльев крайне важна, так как вес крыльев тяжелых птиц составляет немалую долю их веса; и вот тут природа вторично умудряется, придавая их крыльям еще и вогнутость и тем уменьшая их вес и поверхность.

41. б) Наивыгоднейший наклон цилиндрического крыла составляет $12^1/_2$ градуса. Впрочем, работа аэроплана изменяется не более, как на 16%, при изменении угла наклона аэроплана к потоку в пределах $7^1/_2$ и 20 градусов. Тут подразумевается отсутствие всяких сопротивлений, кроме сопротивления крыльев. В противном случае угол будет более $12^1/_2{}^\circ$.

42. в) Для наивыгоднейшей работы гребного винта в воздухе, его лопасти не должны быть плоскими, что противоречит опытам Гирама Максима с гребными винтами разного рода.

43. г) Наименьшая работа аэроплана с неподвижными крыльями, имеющими наивыгоднейшие наклон, продолговатость и кривизну (конечно, при простой цилиндрической форме), выражается формулой:

$$T = 0{,}414\, p \sqrt{\frac{P}{S}}\,,$$

где T — работа тяги в килограммометрах, не считая других сопротивлений, кроме крыльев (влияние винта и т. д.) — одним словом, тут выражена полезная работа по отношению к крыльям; P есть вес снаряда со всем содержимым в килограммах, S поверхность крыльев в квадр. метрах.

Полная наименьшая работа аэроплана, принимая в расчет все сопротивления и потери, на основании аналогий с сопротивлением в воде, по Фруду, приблизительно будет:

$$T = 1{,}242\, p \sqrt{\frac{P}{S}}\,.$$

Формула эта почти удовлетворяет данным о летательных машинах (аэропланах) Максима, Ланглея и Адера. Если же аппараты Максима и Адера не летали, то это могло быть от того, что крылья их не согласовались с наивыгоднейшими условиями для наименьшей работы полета.

ПРЯМЫЕ ЭЛЛИПТИЧЕСКИЕ ЦИЛИНДРЫ

44. Эллиптический цилиндр есть тот, основание которого есть эллипс. Испытывались исключительно прямые цилиндры, образующие которых располагались перпендикулярно к потоку. Одна из осей основания при

этом располагается вдоль потока. Отношение этой оси к другой, нормальной к потоку, я называю продолговатостью цилиндра.

Когда цилиндры располагались длинной осью эллиптического основания вдоль потока, то продолговатость цилиндра была больше единицы, в противном случае — меньше. Продолговатость наших цилиндров колебалась от 0,164 до 8,63. Высота всех цилиндров составляла 10 см, малая ось эллипса, или ширина, раза в два меньше.

45. Тут я привожу коэффициент K для формулы 4-й, вычисленный для трех скоростей потока: в 1; 2 и 3 м в секунду.

Продолговатость	K	K	K	Продолговатость	K	K	K
	Скорость потока в метрах [в сек.]				Скорость потока в метрах [в сек.]		
	1	2	3		1	2	3
0,2	70,0	Почти то же, что и при одном метре скорости в секунду		3,2	22,0	20,0	18,0
0,3	65,5			3,4	21,6	19,6	17,5
0,4	60,5			3,6	21,1	19,1	16,8
0,5	55,5			3,8	20,9	18,7	16,4
0,6	51,0			4,0	20,6	18,4	16,0
0,7	46,5			4,2	20,3	18,1	15,7
0,8	44,5			4,4	20,2	17,8	15,4
0,9	43,5			4,6	20,2	17,6	15,1
1,0	43,0			4,8	20,2	17,6	15,0
1,1	42,5			5,0	20,1	17,5	15,0
1,2	41,0			5,2	20,1	17,6	14,9
1,3	35,0			5,4	20,0	17,6	14,9
1,4	33,0	32,0	31,0	5,6	20,0	17,5	14,8
1,6	31,0	29,5	28,0	5,8	19,9	17,5	14,7
1,8	29,0	27,5	26,0	6,0	19,9	17,5	14,6
2,0	28,0	26,0	24,5	6,5	20,0	17,7	14,7
2,2	26,5	24,5	23,0	7,0	20,6	18,0	15,2
2,4	25,5	23,5	22,0	7,5	21,0	18,5	15,6
2,6	24,4	22,4	21,6	8,0	21,4	19,0	15,9
2,8	23,5	21,5	19,5	8,5	22,0	19,5	16,3
3,0	22,8	20,6	18,8	9,0	22,8	20,4	16,6

46. В формуле 4-й

$$P = \frac{K}{1000} \cdot S \cdot V^2.$$

K должно быть выбрано сообразно продолговатости цилиндра и скорости потока.

Для скорости, большей 3 м [в сек.], K будет меньше, чем в столбце таблицы с заголовком (3).

При скорости же, меньшей одного метра [в сек.], K, напротив, будет больше, чем в столбце с означением (1).

Под S надо разуметь площадь проекции цилиндра в квадр. метрах.

47. Формула применяется к цилиндрам таких же приблизительно размеров, как наши. Для бо́льших размеров K будет меньше, и наоборот. Если отношение высоты цилиндра к ширине будет иное, коэффициент будет также немного изменяться.

48. Из таблицы видно, что давление на цилиндр уменьшается с удлиненностью цилиндра до продолговатости 6, а затем, с еще большим ее увеличением, начинает увеличиваться. Это замечается при всех испытанных скоростях потока.

49. Далее видно, что коэффициент K уменьшается с увеличением скорости потока; так что сопротивление возрастает не так быстро, как квадрат скорости потока.

Еще видно, что при продолговатости, немного большей или меньшей единицы (близко к прямому круглому цилиндру), коэффициент K почти не изменяется, что еще лучше [можно] видеть, построив кривую сопротивления K в зависимости от продолговатости цилиндра.

50. Полезность формы есть отвлеченное число, показывающее, во сколько раз давление на квадрат, равновеликий площади проекции тела, больше давления на самое тело при тех же условиях.

Полезность цилиндров варьировала в пределах наших опытов от 1 до 4;8. Полезность формы цилиндров возрастает с их удлиненностью (до продолговатости 6 — только), скоростью потока, абсолютными размерами и с уменьшением высоты сравнительно с шириною.

УДЛИНЕННЫЕ ПРЯМЫЕ ЦИЛИНДРЫ И ПРИЗМЫ РАЗНООБРАЗНЫХ ФОРМ

51. Продолговатость всех сравниваемых призм и цилиндров была почти одинакова и близка к 5.

Отношение высоты к наибольшей ширине, как и у эллиптических цилиндров, равнялось 2. Результаты опытов выражены в таблице, находящейся на стр. 155 [см. стр. 129 данного тома].

52. Из таблицы видно, что некоторые угловатые тела дают полезность формы, лишь немного уступающую полезности эллиптического цилиндра Вообще, последний представляет форму, далеко не самую лучшую в отношении сопротивления.

Наивысшая полезность, при 3 м скорости потока в секунду, доходит до 5,94, а при 4 м [в сек.] — до 7. Наибольшая полезность чаще

Форма основания цилиндра или призмы. Все основания симметричны относительно потока. Фигуры криволинейные не имеют углов с боков	Скорость потока, в в метрах [в сек.]	Коэффициент (K) для формулы 4. Положение более выгодное	То же (K) при обратном положении модели	Полезность формы	То же, но при обратном положении модели
Прямоугольник	2 метра скорости в секунду	58,85	—	1,251	—
Прямоугольник, оканчивающийся с обоих концов углами в 55° . . .		29,20	—	2,52	—
То же, но один конец оканчивается полукругом. Полукругом к ветру и обратно		28,05	27,95	2,62	2,63
То же, но с обоих концов полукруги		26,12	—	2,82	—
Равнобедренный треугольник (клин). Острым углом к ветру и обратно		23,10	56,85	3,187	1,29
Ромб, удлиненный		16,69	—	4,345	—
Симметрический четырехугольник; передний угол = 30°, задний = 20°. Большим углом вперед и обратно .		16,67	18,20	4,41	4,04
Эллипс	3 метра скорости в секунду	15,24	—	4,83	—
Дуги окружностей равных радиусов		12,51	—	5,89	—
Передняя часть (обращенная к ветру) эллиптическая, задняя ограничена дугами окружностей		13,56	14,90	5,43	4,94
Передняя часть ограничена дугами меньших радиусов, чем задняя		12,51	14,51	5,89	5,08
Передняя часть, представляющая эллипс, менее продолговата, чем задняя		14,21	16,29	5,18	4,52
Подражание птицам и рыбам. Голова острая и с боков немного вдавленная		12,66	16,79	5,82	4,31
То же, но голова эллиптическая		12,40	16,54	5,94	4,45
То же, но голова острая и ограничена дугами окружностей		12,40	15,14	5,94	4,88

получается у тел, передняя часть которых, обращенная к потоку, тупее задней.

53. Любопытно сравнить полученные наши числа с данными о сопротивлении воды движению речных плоскодонных судов, которые тоже можно принимать за прямые цилиндры с криволинейными основаниями, только сравнительно очень низкие.

Для хорошо построенных речных пароходов принимается коэффиц[иент] сопротивления (см. в начале статьи объяснения употребляемых здесь терминов) от 0,16 до 0,20. Если, согласно Дюбуа и Дюшмену, для движущейся плоскости принять этот коэффициент равным 1,43, то полезность форм лучших речных пароходов будет колебаться между 9 и 7,15. Средняя полезность составит около 8,1, что не так далеко от полезности (5,94) лучшей из наших форм, при скорости потока в 3 м[в сек.]. При скорости в 4 м[в сек.] эта полезность уже достигает 7, что еще ближе к полезности пароходов.

Полезность пароходов несколько выше полезности наших моделей не столько от их формы, сколько от величины их размеров, которые, как увидим, имеют влияние на коэффициент сопротивления.

53[5]. Сопротивление эллиптического цилиндра с продолговатостью 5,7 и наилучшей птицеподобной (конечно, в разрезе только) формы с продолговатостью 4,7 выражено в следующей таблице:

Скорость в метрах [в секунду]	Эллиптический цилиндр		Тело наилучшей формы	
	K	Полезность	*K*	Полезность
1	19,0	3,874	19,00	3,874
$\sqrt{2}$	18,0	4,089	17,25	4,267
$\sqrt{3}$	17,33		16,17	
2	16,75	4,394	15,12	4,866
$\sqrt{5}$	16,02		14,30	
$\sqrt{6}$	15,75		13,58	
$\sqrt{7}$	15,36		13,07	
$\sqrt{8}$	15,00		12,51	
3	14,67	5,018	12,22	6,022
$\sqrt{10}$	14,44		11,90	
$\sqrt{11}$	14,14		11,59	
$\sqrt{12}$	13,88		11,33	
$\sqrt{13}$	13,64		11,12	
$\sqrt{14}$	13,38		10,89	
$\sqrt{15}$	13,17		10,70	
4	12,97	5,676	10,50	7,010

Коэффициент *K* имеет применение к формуле (4), по которой можно узнать, в килограммах, давление на тот или другой цилиндр. Из таблицы видно, что коэффициенты сопротивления, с увеличением скорости, умень-

шаются, а полезность, напротив, возрастает. При небольшой скорости полезность у обоих приводимых тел одинакова, но чем скорость больше, тем больше обнаруживается разница в пользу наилучшей формы.

54. Как здесь, так и всюду, обнаруживается некоторая аналогия между явлениями сопротивления в воде и воздухе, хотя и кажется, что столь разнородные стихии, как вода и воздух, не должны бы давать явлений сходных.

ПРОДОЛЬНОЕ ДАВЛЕНИЕ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА НА ПОВЕРХНОСТИ ВРАЩЕНИЯ, ОБРАЗОВАННЫЕ ДВИЖЕНИЕМ ДУГИ ОКРУЖНОСТИ ВОКРУГ ЕЕ ХОРДЫ

55. Из опытов с такими поверхностями видно, что давление на одну и ту же форму возрастает не так быстро, как квадрат скорости потока, что замечено нами и в отношении продолговатых цилиндров, хотя и не в такой степени, как для тел вращения. (Непрерывное уменьшение коэффиц[иента] K с увеличением скорости потока).

56. Опыты производились с телами, продолговатость которых изменялась от 2,3 до 7,4, а диаметр среднего поперечного сечения у всех тел был близок к 10 см.

Наименьшее сопротивление (при любой скорости потока) оказывается у тела с продолговатостью 3,33. Это значит, что давление на тело, при неизменной скорости потока, быстро падает с увеличением его продолговатости (напр., от единицы) до величины 3,33. С дальнейшим же увеличением продолговатости давление (K) на тело опять начинает возрастать и, по-видимому, возрастает безгранично с длиною тела. При другой форме наивыгоднейшая продолговатость может быть иная: так, у птиц, считая и хвост, она больше.

57. Если квадрат скорости потока (V^2) принят за абсциссу, а давление на какую-либо определенную форму — за ординату, то зависимость между давлением (y) и квадратом скорости потока (x) выразится дугою гиперболы. Начало координат будет на кривой, на некотором расстоянии от ее вершины. Оси координат будут параллельны осям гиперболы.

58. Чем тело продолговатее, тем дуга кривой имеет меньшую кривизну (хотя кривизна эта вообще величина переменная у гиперболы), т. е. начало координат дальше от вершины гиперболы.

59. Ее уравнение будет:

$$y = \sqrt{Ax^2 + Bx + C} - D.$$

Постоянные (A, B, C и D) определены для тел всех продолговатостей, от 2,3 до 7,4.

60. Полезность формы (U_f) выражается формулой:

$$U_f = \frac{9{,}2x}{\sqrt{Ax^2 + Bx + C} - D}\,.$$

В пределе, когда скорость возрастает до бесконечной величины, x или V^2 также делается бесконечно велико и формула принимает вид:

$$U_f = \frac{9{,}2}{A}\,.$$

61. По ней, для предельной утилизации формы (U_f), найдем такие числа для разных продолговатостей:

Продолговатость	2,3	3,3	4,1	5,0	6,3
U_f	30,50	31,40	19,33	13,45	12,83,

т. е. наибольшая полезность оказывается у формы с продолговатостью 3,33.

62. Полезность формы, при небольших скоростях ветра (от 1 до 10 м в секунду), приводится в нижеследующей таблице.

Продолговатость	Скорость в метрах [в сек.]:									
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
2,30	4,6	6,3	8,5	10,8	12,3	13,4	14,1	14,7	15,0	15,3
3,33	7,9	9,8	11,7	14,0	16,0	17,1	18,0	18,7	19,1	19,4
4,15	7,6	9,2	11,0	12,5	13,4	14,0	14,4	14,7	14,9	15,2
5,04	7,9	8,2	9,4	10,4	11,2	11,7	12,0	12,2	12,4	12,5
6,31	7,9	8,2	8,8	9,5	10,1	10,5	10,7	10,7	11,0	11,1
7,40	5,9	6,5	7,2	7,7	8,0	8,2	8,3	8,4	8,4	8,4

63. Из таблицы видно: наибольшая полезность оказывается у формы с продолговатостью 3,3, что замечается при всякой неизменной скорости потока. Далее видно, что полезность формы, при изменении скорости потока, тем больше изменяется, чем тело тупее, т. е. чем продолговатость его менее. Может быть, это справедливо только до известной степени тупизны, напр[имер] до продолговатости не большей двух (что мне пока неизвестно).

При 4 м скорости [в сек.] полезность наилучшей формы (собственно, наиболее благоприятной продолговатости) доходит до 14; при 10 м [в сек.] — до $19^1/_2$.

О многом еще говорят и выражающие законы кривые, но об этом, не рассматривая самих кривых, говорить трудно.

ПОДОБНЫЕ ПРОДОЛГОВАТЫЕ ТЕЛА, т. е. ТЕЛА, ИМЕЮЩИЕ РАЗНУЮ ВЕЛИЧИНУ, НО ОДНУ ФОРМУ И, КОНЕЧНО, ОДНУ ПРОДОЛГОВАТОСТЬ

64. Опыты с такими плавными в продольном направлении телами, но поперечный разрез которых имел вид квадрата, показали, что полезность формы увеличивается с увеличением их размера, хотя без изменения их вида и продолговатости.

Следующая таблица выражает результаты опытов с телами подобной формы, продолговатость которых составляла около 4:

Площадь проекции тела, в кв. см.	Скорость в метрах [в сек.]					
	$\frac{1}{\sqrt{2}}$	1	$\sqrt{2}$	2	$2\sqrt{2}$	4
17,6	4,7	4,4	4,9	6,9	7,4	7,9
66	4,7	5,1	5,4	7,1	8,2	9,5
263	5,4	6,3	6,9	8,0	8,8	9,9

Из нее видно, что полезность возрастает не только с увеличением скорости, но также и с увеличением размеров тела.

65. Этот вывод показывает, что найденная нами полезность формы продолговатых тел вращения не есть наибольшая, при данной скорости и продолговатости тела,— напротив, она должна еще несомненно возрасти с увеличением размеров тел до размеров, например, аэростата.

* * *

Из всего сказанного о продолговатых телах простейшей формы (55) следует, что их сопротивление, или полезность, или, наконец, коэффициент K есть неизвестная функция скорости ветра V, продолговатости тела и его абсолютных размеров.

Попытку к решению этого вопроса я представлю в Академию наук в следующем году вместе с отчетом о новых опытах, составляющих продолжение моих теперешних работ.

66. До сих пор давление на все тела, находящиеся в равномерном потоке воздуха, а иногда и воды, определялось большею частью путем вычисления, причем всегда оказывалось, что коэффициент давления зависит только от формы тела, но нисколько не зависит от его размеров и скорости потока; иначе говоря, оказывалось, что давление на подобно изменяю-

щееся тело пропорционально квадрату скорости потока и площади проекции тела на плоскость, перпендикулярную к потоку.

Теперь мы видим, насколько эти выводы общепринятой теории неосновательны.

67. Фундаментом для определения давления на какую-либо форму принималось давление на наклонную плоскость. Поверхность всякого тела можно представить себе состоящей из множества плоских граней. Произведя двойное интегрирование, получим полное давление на тело. Первое заблуждение состояло в том, что не принимали в расчет трения, так что всегда оказывалось, что с удлинением тела сопротивление среды уменьшается безгранично, что на опыте никогда не оправдывается. Идем далее. Есть много формул, определяющих давление на наклонную элементарную плоскость. Если принять в основание отвергнутую теперь всеми, как крайне противоречащую опытам, формулу Ньютона для давления на наклонную плоскость, то получим результаты вообще неверные, но иногда не далекие от истины. Так, опыт дает для коэффициента сопротивления шара около 0,43, теория же — 0,5. Может быть, благодаря этому на формулу Ньютона сотни лет смотрели с некоторым доверием; масса студентов за это время написали тысячи диссертаций на тему о сопротивлении и с миром получили ученые степени. Но вот формула Ньютона выброшена за борт, схватились за другие формулы, определяющие довольно верно давление на наклонную непродолговатую плоскость; стали применять и их к определению давления на поверхности многогранные и кривые, но, увы, результаты получились горше прежних. Несогласие с опытами достигало 100 и 300 процентов (см. мое [сочинение] «Давление воздуха»).

Из последствий применения тех и других формул видно, что прием общепринятый вообще никуда негоден и составляет второе заблуждение: или нужны новые взгляды на явление сопротивления, или одни опыты, которые только и могут проверить верность этих новых взглядов.

ДВУГРАННЫЙ УГОЛ

68. Двугранный угол я составил из двух равных квадратов, каждый поверхностью в 100 кв. см. Угол располагался в потоке симметрично, так что ребро было нормально к направлению потока. Величина угла изменялась от 0 до 100°, причем угол ставился то ребром к потоку, то, наоборот,— отверстием. Опыты производились при скорости ветра в 1 метр [в сек.].

Результаты, в виде коэффициентов K для формулы 4-й, приведены в следующей таблице. В последней ее строке показаны давления на грани того же двугранного угла, расположенные отдельно в потоке, на некотором расстоянии друг от друга, но без изменения угла наклона.

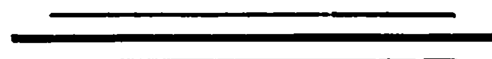
	Величина двугранного угла, в градусах	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100
Давление ($\tilde{K}$)	Ребро обращено к ветру	4	6	13	22	31	41,5	52,3	64,4	71,4	88	99,5
	Отверстие к ветру	4	11	24	40	58	74	90	105	118,5	129	136,5
	Грани разделены без изменения их взаимного наклона	4	5,6	11	20	31	46	60	75,4	91	102	112,5

Таблица эта отличается немного от посланной в Академию, вследствие того, что тут данные опыта обработаны посредством кривых, что я всегда почти и делал для отчета в Академию, кроме этого случая.

Из таблицы видно, что давление на разделенные грани сначала немного менее, чем на двугранный угол, обращенный ребром к ветру, а затем более, причем разница достигает при 80° до 28%.

Начальная незначительная разница может быть и следствием неточности опытов.

Сравнивая вторую и третью строки таблицы видим, что давление на двугранный угол, обращенный ребром к ветру, сначала почти вдвое менее [6], чем при обратном положении, а затем, при увеличении угла, отношение давлений становится менее значительным.



ИССЛЕДОВАНИЕ МИРОВЫХ ПРОСТРАНСТВ РЕАКТИВНЫМИ ПРИБОРАМИ

[1903 г.]

1. Небольшие аэростаты с автоматически наблюдающими приборами, без людей, до сих пор поднимались только до высоты, не большей 20 верст.

Трудность поднятия в высоту с помощью воздушных шаров возрастает чрезвычайно быстро с увеличением этой высоты.

Положим, мы хотим, чтобы аэростат поднялся на высоту 27 км и поднял груз в 1 кг (2,4 фунта). Воздух на высоте 27 км имеет плотность около $^1/_{50}$ плотности воздуха при обыкновенных условиях (760 мм давления и 0° Цельсия). Значит, шар на такой высоте должен занять объем в 50 раз больший, чем внизу. У уровня же океана следует впустить в него не менее 2 куб. м водорода, которые на высоте займут 100 куб. м. При этом шар поднимет груз в 1 кг, т. е. поднимет автоматический прибор, а сам шар будет весить килограмм или около того.

Поверхность его оболочки при диаметре в 5,8 м составит не менее 103 кв. м. Следовательно, каждый квадратный метр материи, считая и пришитую к ней сетку, должен весить 10 г, или квадр[атный] аршин будет весить около 1 золотника.

Кв[адратный] метр этой писчей бумаги весит 100 г, вес же кв[адратного] метра папиросной бумаги составляет граммов 50. Так что даже папиросная бумага будет в 5 раз тяжелее той материи, которая должна быть употреблена на наш аэростат. Такая материя, в применении к аэростату, невозможна, потому что оболочка, сделанная из нее, будет рваться и сильно пропускать газ.

Шары больших размеров могут иметь более толстую оболочку. Так, шар с небывало большим диаметром в 58 м будет иметь оболочку, каждый квадратный метр которой весит около 100 г, т. е. чуть тяжелее обыкно-

венной писчей бумаги. Подымет он 1000 кг груза, или 61 пуд, что чересчур много для самопишущего прибора.

Если ограничиться, при тех же громадных размерах аэростата, подъемною силою в 1 кг, то оболочку можно сделать раза в 2 тяжелее. Вообще, в таком случае аэростат хотя и обойдется весьма дорого, но построение его нельзя считать делом невозможным. Объем его на высоте 27 км составит 100 000 куб. м, поверхность оболочки — 10 300 кв. м.

А между тем какие жалкие результаты! Поднятие на какие-то 25 верст...

Что же сказать о поднятии приборов на бо̀льшую высоту! Размеры аэростатов должны быть еще значительно больше, но не надо при этом забывать, что с увеличением размеров воздушного шара разрывающие оболочку силы все более и более берут перевес над сопротивлением материала.

За пределы атмосферы поднятие приборов с помощью воздушного шара, разумеется, совсем немыслимо; из наблюдений над падающими звездами видно, что пределы эти не простираются далее 200—300 км.

Теоретически даже определяют высоту атмосферы в 54 км, принимая в основание расчета понижение температуры воздуха в 5° Цельсия на каждый километр поднятия, что довольно близко к действительности, по крайней мере для доступных слоев атмосферы.

Высота атмосферы в километрах	Температура по Цельсию	Плотность воздуха	Высота атмосферы в километрах	Температура по Цельсию	Плотность воздуха
0	0	1	30	—150	1 : 116
6	—30	1 : 2	36	—180	1 : 584
12	—60	1 : 4,32	42	—210	1 : 3900
18	—90	1 : 10,6	48	—240	1 : 28000
24	—120	1 : 30,5	54,5	—272	0

Выше приведена таблица высот, температур и плотностей воздуха, вычисленная мною на этом основании [1]. Из нее очевидно, как быстро возрастают трудности поднятия с увеличением его высоты.

Делитель последнего столбца и выражает эту трудность устроения воздушного шара.

2. Перейдем к другой идее поднятия — с помощью пушечных ядер.

На практике начальная быстрота их движения не превышает 1200 м в секунду. Такое ядро, пущенное вертикально, поднимется на высоту

в 73 км, если поднятие совершается в безвоздушном пространстве. В воздухе, разумеется, поднятие много меньше, в зависимости от формы и массы ядра.

При хорошей форме поднятие может достигать значительной величины, но помещать наблюдающие приборы внутри ядра невозможно потому, что они будут разбиты вдребезги — или при возвращении ядра на Землю, или при самом движении его в пушечном стволе.

Опасность при движении ядра в канале меньше, но и эта опасность, для целости аппаратов, громадна. Положим, для простоты, что давление газов на ядро равномерно, вследствие чего ускорение его движения в секунду составляет W метров [в сек.]. Тогда то же ускорение получают и все предметы в ядре, принужденные совершать с ним одно движение. От этого внутри ядра должна развиться относительная, кажущаяся тяжесть[2], равная $\frac{W}{g}$, где g есть ускорение земной тяжести у поверхности Земли.

Длина пушки L выразится формулой

$$L=\frac{V^2}{2(W-g)},$$

где V есть скорость, приобретаемая ядром по выходе из жерла.

Из формулы видно, что W, а следовательно, и приращение относительной тяжести в ядре, уменьшается с увеличением длины пушки, при постоянном V; т. е. чем длиннее пушка, тем приборы безопаснее во время выталкивания ядра. Но и при очень длинной, неосуществимой на деле пушке кажущаяся в ядре тяжесть, при ускоряющемся его движении в пушечном канале, настолько велика, что нежно устроенные аппараты едва ли могут перенести ее без порчи. Тем более невозможно послать в ядре что-нибудь живое, если бы в этом случилась надобность.

3. Итак, допустим, что построена пушка ну хоть в 300 м высоты. Пусть она расположена вдоль башни Эйфеля, которая, как известно, имеет такую же высоту, и пусть ядро равномерным давлением газов получает, при выходе из жерла, скорость, достаточную для поднятия за пределы атмосферы, напр[имер], для поднятия на 300 км от земной поверхности. Тогда потребную для этого скорость V вычислим по формуле $V=\sqrt{2gh}$, где h — высота поднятия; (получим около 2450 м в 1 секунду). Из двух последних формул, исключая V, найдем:

$$\frac{W}{g}=\frac{h}{L}+1,$$

тут $\frac{W}{g}$ выражает относительную или кажущуюся тяжесть в ядре. По формуле найдем, что она равна 1001.

Следовательно, тяжесть всех приборов в ядре должна увеличиться в 1000 раз с лишком, т. е. предмет весом в один фунт испытывает от кажущейся тяжести давление в 1000 фунтов, или 25 пудов. Едва ли какой физический прибор выдержит подобное давление[3].

Чтобы не ввести кого-нибудь в заблуждение словом «относительная или кажущаяся тяжесть», скажу, что я тут подразумеваю силу, зависящую от ускоряющегося движения тела (напр. ядра); она появляется также и при равномерном движении тела, если только это движение криволинейно, и называется тогда центробежной силой. Вообще, она появляется всегда на теле или в теле, если только на одно это тело действует какая-либо механическая сила, нарушающая движение тела по инерции.

Относительная тяжесть существует до тех пор, пока существует рождающая ее сила: прекращается последняя — исчезает бесследно и относительная тяжесть. Если я называю эту силу тяжестью, то только потому, что ее временное действие совершенно тождественно с действием силы тяготения. Как тяготению подвержена каждая материальная точка тела, так и относительная тяжесть рождается в каждой частице тела, заключенного в ядре; происходит это потому, что кажущаяся тяжесть зависит от инерции, которой одинаково подвержены все материальные части тела.

Итак, приборы внутри ядра сделаются тяжелее в 1001 раз. Если бы даже при этом страшном, хотя и кратковременном (0,24 секунды) усилении относительной тяжести и удалось их сохранить в целости, то все же найдется много других препятствий для употребления пушек в качестве посылателей в небесное пространство.

Прежде всего трудность их построения даже в будущем; далее — громадная начальная скорость ядра; действительно, в нижних густых слоях атмосферы скорость ядра много потеряет вследствие сопротивления воздуха; потеря же скорости сильно сократит и величину поднятия ядра; затем трудно достигнуть равномерного давления газов на ядро во время его движения в стволе, отчего усиление тяжести будет много более, чем мы вычислили (1001); наконец, безопасное возвращение ядра на землю более чем сомнительно.

РЕАКТИВНЫЙ ПРИБОР — «РАКЕТА»[4]

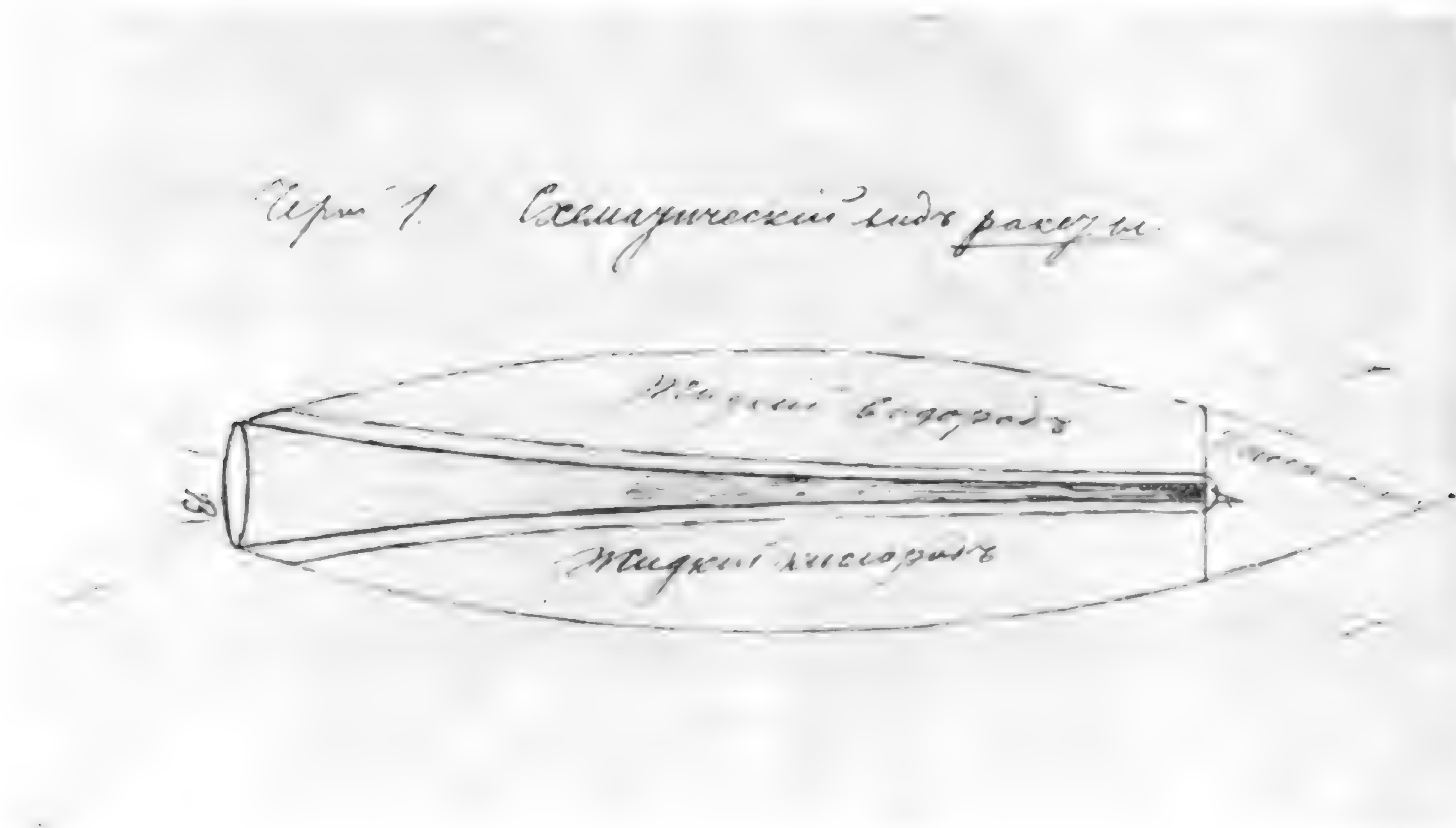
4. Впрочем, одного громадного усиления тяжести совершенно достаточно, чтобы оставить мысль о применении пушек к нашему делу.

Вместо их, или аэростата, в качестве исследователя атмосферы предлагаю реактивный прибор, т. е. род ракеты, но ракеты грандиозной и особенным образом устроенной. Мысль не новая, но вычисления, относящиеся к ней, дают столь замечательные результаты, что умолчать о них было бы большим грехом.

Эта моя работа далеко не рассматривает всех сторон дела и совсем не решает его с практической стороны — относительно осуществимости;

но в далеком будущем уже виднеются сквозь туман перспективы, до такой степени обольстительные и важные, что о них едва ли теперь кто мечтает.

Представим себе такой снаряд: металлическая продолговатая камера (формы наименьшего сопротивления), снабженная светом, кислородом, поглотителями углекислоты, миазмов и других животных выделений, предназначена не только для хранения разных физических приборов,



Черт. 1. Схематический вид ракеты

Оба жидких газа разделены перегородкой. *А* — место смешения газов и взрывания их. *В* — вылет сильно разреженных и охлажденных паров. Труба *АВ* окружена кожухом с быстро циркулирующей в нем металлической жидкостью [публикуетя впервые][5]

но и для управляющего камерой разумного существа (будем разбирать вопрос по возможности шире). Камера имеет большой запас веществ, которые при своем смешении тотчас же образуют взрывчатую массу. Вещества эти, правильно и довольно равномерно взрываясь в определенном для того месте, текут в виде горячих газов по расширяющимся к концу трубам, вроде рупора или духового музыкального инструмента. Трубы эти расположены вдоль стенок камеры, по направлению ее длины. В одном — узком конце трубы совершается смешение взрывчатых веществ: тут получаются сгущенные и пламенные газы. В другом, расширенном ее конце, они, сильно разредившись и охладившись от этого, вырываются наружу, через раструбы, с громадною относительною скоростью.

Понятно, что такой снаряд, как и ракета, при известных условиях будет подниматься в высоту.

Необходимы автоматические приборы, управляющие движением ракеты (так будем мы иногда называть наш прибор) и силою взрывания по заранее намеченному плану.

Если равнодействующая сил взрывания не проходит точно через центр инерции снаряда, то снаряд будет вращаться и, следовательно, никуда не будет годиться. Добиться же математической точности в этом совпадении совершенно невозможно, потому что как центр инерции не может не колебаться вследствие движения заключенных в снаряде веществ, так и направление в пушке равнодействующей сил давления газов не может иметь математически неизменное направление. В воздухе еще можно направлять снаряд рулем, подобным птичьему, но что вы сделаете в безвоздушном пространстве, где эфир едва ли представит какую-либо заметную опору?

Дело в том, что если равнодействующая по возможности близка к центру инерции снаряда, то вращение его будет довольно медленно. Но едва только оно начинается, мы перемещаем какую-нибудь массу внутри снаряда до тех пор, пока происходящее от этого перемещение центра инерции не заставит снаряд уклоняться в противоположную сторону. Таким образом, следя за снарядом и перемещая внутри его небольшую массу, достигнем колебания снаряда то в ту, то в другую сторону, общее же направление действия взрывчатых веществ и движения снаряда изменяться не будет.

Может быть, ручное управление движением снаряда окажется не только затруднительным, но и прямо практически невозможным. В таком случае следует прибегнуть к автоматическому управлению.

Основания для такового, после сказанного, понятны.

Притяжение Земли не может быть тут основной силой для регулирования, потому что в ядре будет только относительная тяжесть с ускорением W, направление которой совпадает с относительным направлением вылетающих взрывчатых веществ или прямо противоположно направлению равнодействующей их давления. А так как это направление меняется с поворачиванием ядра и пушки, то тяжесть эта, как направитель регулятора, не годится.

Возможно употребить для этой цели магнитную стрелку, или силу солнечных лучей, сосредоточенных с помощью двояковыпуклого стекла. Каждый раз, когда ядро с пушкой поворачивается, маленькое и яркое изображение Солнца меняет свое относительное положение в ядре, что может возбуждать расширение газа, давление, электрический ток и движение массы, восстановляющей определенное направление пушки, при котором светлое пятно падает в нейтральное, так сказать, нечувствительное место механизма.

Автоматически подвигаемых масс должно быть две.

Основою для регулятора направления ядра также может служить небольшая камера с двумя быстро вращающимися в разных плоскостях кругами. Камера привешена так, что положение или, точнее, направление ее не зависит от направления пушки. Когда пушка поворачивается, камера в силу инерции, пренебрегая трением, сохраняет прежнее абсолютное направление (относительно звезд); это свойство проявляется в высшей степени при быстром вращении камерных дисков.

Прицепленные к камере тонкие пружинки, при поворачивании пушки, меняют в ней свое относительное положение, что может служить причиною возникновения тока и передвижения регулирующих масс.

Наконец, поворачивание конца раструба также может служить средством сохранения определенного направления снаряда [6].

ПРЕИМУЩЕСТВА РАКЕТЫ

5. Прежде чем излагать теорию ракеты или подобного ей реактивного прибора, попытаюсь заинтересовать читателя преимуществами ракеты перед пушкой с ее ядром.

a) Аппарат наш, сравнительно с гигантской пушкой, легок, как перышко; b) он относительно дешев и сравнительно легко осуществим; c) давление взрывчатых веществ, будучи довольно равномерным, вызывает равномерно-ускоряющееся движение ракеты, которое развивает относительную тяжесть; величиною этой временной тяжести мы можем управлять по желанию, т. е. регулируя силу взрыва, мы в состоянии сделать ее произвольно мало или много превышающей обыкновенную земную тяжесть. Если предположим, для простоты, что сила взрыва, понемногу уменьшаясь, пропорциональна массе снаряда, сложенной с массою оставшихся невзорванными взрывчатых веществ, то ускорение снаряда, а следовательно, и величина относительной тяжести будут постоянны. Итак, в ракете могут безопасно, в отношении кажущейся тяжести, отправиться не только измерительные приборы, но и люди, тогда как в пушечном ядре, даже при огромной, небывалой пушке, величиною с башню Эйфеля, относительная тяжесть увеличивается в 1001 раз [7].

d) Еще не малое преимущество ракеты: скорость ее возрастает в желаемой прогрессии и в желаемом направлении; она может быть постоянной и может равномерно уменьшаться, что даст возможность безопасного спуска на планету. Все дело в хорошем регуляторе взрывания. e) При начале поднятия, пока атмосфера густа и сопротивление воздуха при большой скорости огромно, ракета двигается сравнительно не быстро и потому мало теряет от сопротивления среды и мало нагревается.

Скорость ракеты, естественным образом, лишь медленно возрастает; но затем, по мере поднятия в высоту и разрежения атмосферы, она может искусственно возрастать быстрее; наконец, в безвоздушном пространстве эта быстрота возрастания может быть еще усилена. Таким путем мы потратим «minimum» работы на преодоление сопротивления воздуха.

РАКЕТА В СРЕДЕ, СВОБОДНОЙ ОТ ТЯЖЕСТИ И АТМОСФЕРЫ

6. Сначала рассмотрим действие взрыва в среде, свободной от тяжести и окружающей материи, т. е. атмосферы. Относительно последней мы беремся только разобрать ее сопротивление движению снаряда, но не движению вырывающихся стремительно паров. Влияние атмосферы на взрыв не совсем ясно: с одной стороны, оно благоприятно, потому что вырывающиеся вещества имеют в окружающей материальной среде некоторую опору, которую они, при своем движении, увлекают и таким образом способствуют увеличению скорости ракеты; но, с другой стороны, та же атмосфера своей плотностью и упругостью мешает расширению газов далее известного предела, отчего взрывчатые вещества не приобретают той скорости, которую они могли бы приобрести, взрываясь в пустоте. Это последнее влияние неблагоприятно, потому что приращение скорости ракеты пропорционально скорости отбрасываемых продуктов взрыва.

7. Массу снаряда со всем содержимым, кроме запаса взрывчатых веществ, обозначим через M_1; полную массу последних — через M_2; наконец, переменную массу взрывчатых веществ, оставшихся невзорванными в снаряде в данный момент,— через M.

Таким образом, полная масса ракеты при начале взрыва будет равна $M_1 + M_2$; спустя же некоторое время она выразится переменною величиною $M_1 + M$; наконец, по окончании взрывания — постоянной M_1.

Чтобы ракета получила наибольшую скорость, необходимо, чтобы отбрасывание продуктов взрыва совершалось в одном направлении относительно звезд. А для этого нужно, чтобы ракета не вращалась; а чтобы она не вращалась, надо чтобы равнодействующая взрывающих сил, проходящая через центр их давления, проходила в то же время и через центр инерции всей совокупности летящих масс.

Вопрос, как этого достигнуть на практике, мы уже слегка разобрали.

Итак, предполагая такое наивыгоднейшее отбрасывание газов в одном направлении, получим следующее дифференциальное уравнение на основании закона о постоянстве количества движения:

$$dV\,(M_1 + M) = V_1 dM. \tag{8}$$

9. Здесь dM есть бесконечно малый отброс взрывчатого вещества, вырывающегося из пушечного раструба с постоянною относительно ракеты скоростью V_1.

10. Я хочу сказать, что относительная скорость (V_1) вырывающихся элементов, при одинаковых условиях взрыва, одна и та же во все время взрывания — на основании закона относительных движений; dV есть приращение скорости (V) движения ракеты вместе с оставшимися нетронутыми взрывчатыми материалами; приращение это (dV) совершается, благодаря отбрасыванию элемента dM со скоростью V_1. Определением последней мы займемся в своем месте.

11. Разделяя переменные величины в уравнении (8) и интегрируя, получим:

$$\frac{1}{V_1}\int dV = -\int \frac{dM}{M_1+M} + C, \tag{12}$$

или

$$\frac{V}{V_1} = -\ln(M_1+M) + C. \tag{13}$$

Тут C есть постоянное. Когда $M = M_2$, т. е. до взрывания, $V = 0$; на этом основании найдем:

$$C = \ln(M_1 + M_2);\ * \tag{14}$$

стало быть,

$$\frac{V}{V_1} = \ln\left(\frac{M_1+M_2}{M_1+M}\right). \tag{15}$$

Знаки обеих частей уравнения [будут] обратные, потому что скорости V и V_1 противоположны по направлению.

Наибольшая скорость снаряда получится, когда $M = 0$, т. е. когда весь запас M_2 взорван; тогда получим, полагая в предыдущем уравнении $M = 0$:

$$\frac{V}{V_1} = \ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right). \tag{16}$$

17. Отсюда мы видим, что скорость (V) снаряда возрастает неограниченно с возрастанием количества (M_2) взрывчатых веществ. Значит, запасаясь разными количествами их, при разных путешествиях, мы получим самые разнообразные окончательные скорости. Из уравнения (16) также видно, что скорость ракеты, по израсходовании определенного запаса взрывчатого вещества, не зависит от быстроты или неравномерности взрывания, лишь бы частицы отбрасываемого материала двигались с одной и той же скоростью (V_1) относительно ядра.

Однако с увеличением запаса (M_2) скорость (V) ракеты возрастает все медленнее и медленнее, хотя и безгранично. Приблизительно она возрастает, как логарифм от увеличения количества взрывчатых запасов

* ln есть натуральный логарифм.

(M_2) (если M_2 велико в сравнении с M_1, т. е. масса взрывчатых веществ в несколько раз больше массы снаряда).

18. Дальнейшие вычисления будут интересны, когда мы определим V_1, т. е. относительную и окончательную скорость взорванного элемента.

Так как газ или пар, при оставлении пушечного раструба, весьма разрежается и охлаждается (при достаточной длине трубы), даже обращается в твердое состояние — в пыль, которая мчится с страшною быстротой,— то можно принять, что вся энергия горения или химического соединения, при взрывании, обращается в движение продуктов горения, или в кинетическую энергию. В самом деле, представим себе определенное количество газа, расширяющегося в пустоте, без всяких приборов: он будет во все стороны расширяться и вследствие этого охлаждаться до тех пор, пока не превратится в капли жидкости, или в туман.

Туман этот обращается в кристаллики, но уже не от расширения, а от испарения и лучеиспускания в мировое пространство.

Расширяясь, газ выделит всю свою явную и отчасти скрытую энергию, которая превратится в конце концов в быстрое движение кристалликов, направленное во все стороны, так как газ расширялся свободно во все стороны.

Если же его заставить расширяться в резервуаре с трубой, то труба направит движение газовых молекул по определенному направлению, чем мы и пользуемся для наших целей, т. е. для движения ракеты.

Как будто энергия движения молекул превращается в кинетическое движение до тех пор, пока вещество сохраняет газообразное или парообразное состояние. Но это не совсем так. Действительно, часть вещества может обратиться в жидкое состояние; но при этом выделяется энергия (скрытая теплота парообразования), которая передается оставшейся парообразной части материи и замедлит на некоторое время переход ее в жидкое состояние. Подобное явление мы видим в паровом цилиндре, когда пар работает собственным расширением, выход же из парового котла в цилиндр заперт. Тогда, при какой бы температуре не был пар, часть его обращается в туман, т. е. жидкое состояние, другая же часть продолжает сохранять парообразное состояние и работать, заимствуя скрытую теплоту сгустившихся в жидкость паров [8].

Итак, энергия молекулярная будет превращаться в кинетическую, по крайней мере, до состояния жидкого. Когда вся масса обратится в капли, превращение в кинетическую энергию почти приостановится, потому, что пары жидких и твердых тел, при низкой температуре, имеют чересчур незначительную упругость и использование их на практике затруднительно, так как потребует огромных труб.

Однако [9] некоторая незначительная часть указанной нами энергии пропадет для нас, т. е. не превратится в кинетическую энергию, благодаря трению о трубу и лучеиспусканию теплоты нагретыми ее частями. Впрочем,

труба из красной меди[10] может быть окружена кожухом, в котором циркулирует какой-нибудь жидкий металл; он передаст жар весьма нагретой части одного конца трубы другой ее части, охлажденной вследствие сильного разрежения паров. Таким образом и эта потеря, от лучеиспускания и теплопроводности, может быть утилизирована или сделана очень незначительной. Ввиду кратковременности взрывания, продолжающегося в крайних случаях от 2 до 5 минут, потеря от лучеиспускания и без всяких приспособлений незначительна; циркуляция же металлической жидкости в кожухе, окружающем трубы, необходима для другой цели: для поддержания труб при одной и той же невысокой температуре, т. е. для сохранения крепости трубы. Несмотря на это, возможно, что часть ее будет расплавлена, окислена и унесена вместе с газами и парами. Может быть, для избежания этого внутреннюю часть трубы будут выкладывать каким-нибудь особенным огнеупорным материалом, углеродом, известью (CaO)[11] или чем-нибудь иным. Хотя часть углерода при этом и сгорит, но крепость металлической пушки, мало нагретой, пострадать от этого не может.

Газообразный же продукт горения углерода — углекислота — только усилит поднятие ракеты. Может быть, употреблен будет род тигельного материала — какая-нибудь смесь веществ. Во всяком случае не я решу этот вопрос, как и множество других, относящихся к нашим реактивным приборам.

Во многих случаях я принужден лишь гадать или предполагать. Я нисколько не обманываюсь и отлично знаю, что не только не решаю вопроса во всей полноте, но что остается поработать над ним в 100 раз больше, чем я поработал. Моя цель возбудить к нему интерес, указав на великое значение его в будущем и на возможность его решения...

Для уменьшения протяжения, занимаемого трубами, при той же длине их, можно завивать их кольцами или змеевиком, окруженным, для сохранения умеренной и равномерной температуры, хорошо проводящей тепло и быстро циркулирующей жидкостью[12].

В настоящее время обращение водорода и кислорода в жидкость не представляет особенных затруднений[13]. Жидкости эти должны быть разделены перегородкой. Температура их весьма низкая; поэтому ими полезно окружать или кожухи с циркулирующим металлом, или непосредственно самые пушки[14].

Опыт покажет, как сделать лучше. Но в последнем случае для труб медь уже не годится, потому что она при очень низкой температуре делается хрупкой и, вероятно, теряет свою вязкость[15]. Некоторые же металлы, напротив, делаются крепче от охлаждения; вот такие-то металлы и нужно тогда употребить, например железо. Не помню хорошо, но какие-то опыты над сопротивлением, кажется, железа в жидком воздухе указали, что вязкость его при этой низкой температуре увеличивается чуть ли не в десятки

раз. За достоверность не ручаюсь, но опыты эти, в применении к нашему делу, заслуживают глубочайшего внимания. (Почему бы не охлаждать таким образом и обыкновенные пушки, прежде чем из них стрелять, ведь жидкий воздух теперь такая обыкновенная вещь).

Жидкий кислород и такой же водород, выкачиваемые из своих резервуаров, в известном отношении, в узкое начало трубы и соединяясь тут понемногу, могут дать прекрасный взрывчатый материал. Получаемый при химическом соединении этих жидкостей водяной пар, при страшно высокой температуре, будет расширяться, подвигаясь к концу, или устью, трубы до тех пор, пока не охладится до того, что обратится в жидкость, несущуюся в виде тончайшего тумана по направлению длины трубы, к ее выходу (раструбу).

Водород и кислород в жидком виде, прежде чем попасть в пушку, пройдут по особому кожуху, вдоль ее поверхности, охладят ее, сами нагреются и тогда уже попадают в пушку и взрываются; таким образом, энергия тепла, уходящего путем теплопроводности и лучеиспускания из пушки, опять в нее возвращается, чтобы обратиться в энергию поступательного движения пара или тумана.

19. Водород и кислород в газообразном состоянии, соединяясь для образования одного килограмма воды, развивают 3825 калорий. Под словом «калория» мы тут подразумеваем количество теплоты, потребное для нагревания на 1° Цельсия одного килограмма воды.

Количество это (3825) у нас будет немного меньше, раз кислород и водород находятся в жидком состоянии, а не в газообразном, к каковому относится данное нами число калорий. В самом деле, жидкости, во-первых, надо нагреть, во-вторых, обратить в газообразное состояние, на что расходуется некоторая энергия. Ввиду незначительной величины этой энергии сравнительно с энергией химической, мы оставим наше число без умаления.

Принимая механический эквивалент теплоты в 424 килограммометра[16], найдем, что 3825 калорий соответствуют работе в 1 621 800 килограммометров; этого достаточно для поднятия продуктов взрыва, т. е. одного килограмма вещества на высоту 1622 км от поверхности земного шара, предполагая силу тяжести постоянной. Эта работы, превращенная в движение, соответствует работе одного килограмма массы, движущейся со скоростью 5700 м в 1 секунду. Я не знаю ни одной группы тел, которые при своем химическом соединении выделяли бы, на единицу массы полученного продукта, такое огромное количество энергии. Кроме того, некоторые другие вещества, соединяясь, не образуют летучих продуктов, что для нас совсем не годится.

Так, кремний, сгорая в кислороде ($Si + O_2 = SiO_2$), выделяет огромное количество тепла, именно 3654 калорий на единицу массы полученного продукта (SiO_2), но, к сожалению, образуются труднолетучие тела.

Приняв жидкий кислород и водород за материал, наиболее пригодный для взрывания, я дал число для выражения их взаимной химической энергии, приходящейся на единицу массы полученного продукта (H_2O), несколько большее истинного, так как вещества, соединяющиеся в ракете, должны находиться в жидком, а не в газообразном состоянии и, кроме того, при очень низкой температуре.

Считаю не лишним тут утешить читателя, что не только на эту энергию (3825 кал.), но и на несравненно большую мы можем надеяться в будущем, когда, может быть, найдут возможным осуществить наши недовольно разработанные еще мысли. В самом деле, рассматривая количество энергии, получаемое от химических процессов разнообразных веществ, замечаем в общем, не без исключений, конечно, что количество энергии, приходящейся на единицу массы продуктов соединения, зависит от атомных весов (в большинстве случаев) соединяющихся простых тел: чем меньше атомные веса тел, тем более выделяется при соединении их тепла. Так, при образовании сернистого газа (SO_2) образуется только 1250 калорий, а при образовании окиси меди (CuO) — только 546 калорий; между тем как уголь, при образовании углекислоты (CO_2), выделяет на единицу ее массы 2204 калории. Водород с кислородом, как мы видели, выделяют еще больше (3825). Для оценки этих данных, в применении к высказанной мною идее, напомню тут величину атомных весов приводимых элементов: водород — 1; кислород — 16; углерод — 12; сера — 32; кремний — 28; медь — 63.

Конечно, можно привести и много исключений из этого правила, но в общем оно справедливо. Действительно, если мы вообразим ряд точек, абсциссы которых выражают сумму (или произведение) атомных весов соединяющихся простых тел, а ординаты соответствующую энергию химического соединения, то, проведя через точки (по возможности ближе к ним) плавную кривую, увидим непрерывное уменьшение ординат по мере увеличения абсцисс, чем и доказывается наш взгляд.

Поэтому, если когда-нибудь так называемые простые тела окажутся сложными и их разложат на новые элементы, то атомные веса последних должны быть меньше известных нам простых тел. Новооткрытые элементы, по предыдущему, должны выделять при своем соединении несравненно большее количество энергии, чем тела, считаемые теперь условно простыми и имеющие сравнительно большой атомный вес.

О ионах, или податомах, давно уже высказывались и даже думают, что условные элементы разлагаются на эти ионы под влиянием солнечного света [17].

Самое существование эфира с его почти беспредельною упругостью и громадною скоростью его атомов указывает на беспредельно малый атомный вес этих атомов и беспредельную энергию в случае их химического соединения.

20. Как бы то ни было, но пока для V_1 (см. 15, 16 и 19) мы не можем принять более 5700 м в 1 секунду. Но со временем, кто знает, может быть это число увеличится в несколько раз.

Принимая 5700 м [в сек.], можем по формуле (16) вычислить не только отношение скоростей $\frac{V}{V_1}$, но и абсолютную величину окончательной (наибольшей) скорости (V) снаряда в зависимости от отношения $\frac{M_2}{M_1}$.

21. Из формулы (16) видно, что масса ракеты со всеми пассажирами и всеми аппаратами (M_1) может быть произвольно велика, и скорость (V) снаряда от этого нисколько не потеряет, лишь бы запас взрывчатых веществ (M_2) возрастал пропорционально возрастанию массы (M_1) ракеты. Итак, всевозможной величины снаряды, с любым числом путешественников, могут приобретать скорости желаемой величины. Впрочем, возрастание скорости ракеты сопровождается, как мы видели, несравненно быстрейшим возрастанием массы (M_2) взрывчатых веществ. Поэтому насколько легко и возможно увеличение массы поднимающегося в небесное пространство снаряда, настолько затруднительно увеличение его скорости.

22. Из уравнения (16) получим следующую таблицу:

$\frac{M_2}{M_1}$	$\frac{V}{V_1}$	Секундная скорость (V) в м	$\frac{M_2}{M_1}$	$\frac{V}{V_1}$	Секундная скорость (V) в м
0,1	0,095	543	7	2,079	11 800
0,2	0,182	1 037	8	2,197	12 500
0,3	0,262	1 493	9	2,303	13 100
0,4	0,336	1 915	10	2,398	13 650
0,5	0,405	2 308	19	2,996	17 100
1	0,693	3 920	20	3,044	17 330
2	1,098	6 260	30	3,434	19 560
3	1,386	7 880	50	3,932	22 400
4	1,609	9 170	100	4,615	26 280
5	1,792	10 100	193	5,268	30 038
6	1,946	11 100	Бесконечно	Бесконечно	Бесконечно

23. Из нее усматриваем, что скорости, получаемые реактивным путем, далеко не малы. Так, при массе взрывчатых веществ в 193 раза превышающей массу (M_1) снаряда [ракеты], скорость его, по окончании взрывания и израсходования всего запаса (M_2) равна скорости движения Земли вокруг Солнца. Не думайте, что такая громадная масса взрывчатого материала требует для своего сохранения громадного количества крепкого

материала для сосудов, содержащих взрывчатые элементы. Действительно, водород и кислород в жидком виде только тогда обнаруживают высокое давление, когда сосуды, содержащие их, заперты, т. е. когда самые газы, влиянием окружающих сравнительно теплых тел, нагреваются. У нас же эти ожиженные газы должны иметь свободный выход в трубу (помимо постоянного притока их туда в жидком виде), где они, соединяясь химически, взрывают[ся]. Непрерывное и быстрое течение газов, соответствующее испарению жидкостей, охлаждает эти последние до того, что они своими парами не производят почти никакого давления на окружающие их стенки. Итак, для сохранения элементов взрыва не требуется на сосуды большой массы вещества.

24. Когда запас взрывчатого вещества равен массе ракеты $\left(\frac{M_2}{M_1} = 1\right)$, то скорость последней чуть не вдвое более той, которая нужна, чтобы камню или пушечному ядру, пущенному «селенитами» с поверхности нашей Луны, удалиться от нее навсегда и сделаться спутником Земли, второй луной.

Эта скорость (3920 м в секунду) почти достаточна для вечного удаления тел, брошенных с поверхности Марса или Меркурия.

Если отношение масс $\frac{M_2}{M_1}$ будет 3, то уже получится, по израсходовании всего запаса, такая скорость снаряда, которой лишь немного не достает для того, чтобы он мог вращаться за пределами атмосферы, вокруг Земли, подобно ее спутнику [18].

При отношении $\frac{M_2}{M_1}$, равном 6, скорость ракеты почти достаточна для удаления ее от Земли и вечного вращения вокруг Солнца в качестве самостоятельной планеты. При большем количестве взрывчатого запаса возможно достижение пояса Астероидов и даже тяжелых планет.

25. Из таблицы видно, что и при небольшом запасе взрывчатых веществ окончательная скорость снаряда еще достаточна для практических целей. Так, при запасе, составляющем лишь 0,1 веса ракеты, скорость равна 543 м в секунду, что довольно для поднятия ракеты на 15 км. Далее, из таблицы мы видим, что при незначительном запасе скорость, по окончании взрыва, приблизительно пропорциональна массе запаса (M_2); следовательно, в этом случае высота поднятия пропорциональна квадрату этой массы (M_2) запаса. Так, при запасе, составляющем половину массы ракеты $\left(\frac{M_2}{M_1} = 0{,}5\right)$, последняя залетит далеко за пределы атмосферы.

26. Интересно определить, какая часть полной работы взрывчатых веществ, т. е. их химической энергии, передается ракете.

Работа взрывчатых веществ выразится $\frac{V_1^2}{2g} \cdot M_2$, где g есть ускорение

земной тяжести; механическая работа ракеты, имеющей скорость V, выразится в тех же единицах: $\frac{V^2}{2g} \cdot M_1$[19], или на основании формулы (16):

$$\frac{V^2}{2g} \cdot M_1 = \frac{V_1^2}{2g} \cdot M_1 \left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2.$$

Разделив теперь работу ракеты на работу взрывчатого материала, получим:

$$\frac{M_1}{M_2} \left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2.$$

По этой формуле вычислим следующую таблицу утилизации[20] ракетой энергии взрывчатых веществ.

$\frac{M_2}{M_1}$	Утилизация	$\frac{M_2}{M_1}$	Утилизация	$\frac{M_2}{M_1}$	Утилизация
0,1	0,090	3	0,64	10	0,58
0,2	0,165	4	0,65	19	0,47
0,3	0,223	5	0,64	20	0,46
0,4	0,282	6	0,63	30	0,39
0,5	0,328	7	0,62	50	0,31
1	0,480	8	0,60	100	0,21
2	0,600	9	0,59	193	0,144
				Бесконечно	Нуль

Из формулы и таблицы видно, что при очень малых количествах взрывчатого материала утилизация его равна отношению $\frac{M_2}{M_1}$[21], т. е. тем меньше, чем относительное количество взрывчатых веществ меньше. Далее с увеличением относительного количества взрывчатых веществ утилизация возрастает и приблизительно при учетверенном их количестве (сравнительно с массой ракеты) достигает наибольшей величины (0,65). Дальнейшее увеличение взрывчатых веществ, хотя и медленно, но непрерывно уменьшает их полезность; при бесконечно большом их количестве — она нуль, так же как и при бесконечно малом. Из таблицы также видим, что при изменении отношения $\frac{M_2}{M_1}$ от 2 до 10 — утилизация более половины; это значит, что в таком случае более половины потенциальной энергии взрывчатого материала передается в виде кинетической энергии ракете[22].

РАКЕТА ПОД ВЛИЯНИЕМ ТЯЖЕСТИ. ВЕРТИКАЛЬНОЕ ПОДНЯТИЕ

27. Мы определили скорость, приобретаемую ракетой в пустоте и при отсутствии силы тяготения, в зависимости от массы ракеты, массы взрывчатых веществ и энергии их химического соединения. Разберем теперь влияние постоянной силы тяжести на вертикальное движение снаряда.

Мы видели, что без влияния тяжести приобретаются ракетой огромные скорости и утилизируется значительное количество энергии взрыва. Это будет справедливо и для среды тяжести, если только взрыв будет мгновенный. Но такой взрыв для нас не годится, потому что при этом получится убийственный толчок, которого не вынесет ни снаряд, ни вещи и люди, заключенные в нем. Нам; очевидно, нужно медленное взрывание; при медленном же взрывании полезный эффект уменьшается и даже может обратиться в нуль.

Действительно, пусть взрывание будет настолько слабо, что ускорение ракеты, происходящее от него, будет равно ускорению (g) Земли. Тогда снаряд, во все время взрывания, будет стоять в воздухе неподвижно, без опоры.

Конечно, он не приобретает при этом никакой скорости и утилизация взрывчатых веществ, несмотря на их количество, будет равняться нулю. Итак, крайне важно исследовать аналитически влияние на снаряд тяготения.

Когда ракета двигается в среде, свободной от силы тяжести, то время (t), в течение которого взрывается весь запас взрывчатого вещества, равно:

$$t = \frac{V}{p}, \tag{28}$$

где V есть скорость снаряда по окончании взрыва, а p — постоянное ускорение, сообщаемое ракете взрывчатыми материалами в 1 секунду времени.

Сила взрывания, т. е. количество веществ, расходуемых при взрыве в единицу времени, в этом простейшем случае равномерно ускоряющегося движения снаряда, не постоянна, но непрерывно ослабляется — пропорционально уменьшению массы снаряда с остатком невзорванных материалов.

29. Зная p, или ускорение в среде без тяжести, можем выразить и величину кажущейся (временной) тяжести внутри ракеты в течение ее ускоряющегося движения, или в течение времени взрывания.

Приняв силу тяжести у поверхности Земли за единицу, найдем величину временной тяжести в снаряде равной $\frac{p}{g}$, где g есть земное ускорение; формула эта показывает, во сколько раз давление на подставки всех вещей, помещенных в ракете, больше давления тех же вещей, лежащих

на столе в нашей комнате при обыкновенных условиях. Весьма важно знать величину относительной тяжести в снаряде, потому что она обусловливает целость или излом аппаратов и здоровье людей, пустившихся в путь для изучения неизвестных пространств и свойственных им явлений.

30. При влиянии постоянной или переменной тяжести, любой силы, время, в течение которого расходуется один и тот же запас взрывчатого материала, будет то же, как и без влияния тяготения; оно выразится известною нам формулой (см. 28) или следующей:

$$t = \frac{V_2}{p-g}, \tag{31}$$

где V_2 есть скорость ракеты по окончании взрывания в среде тяжести с постоянным ускорением g. Тут, конечно, предполагается, что p и g параллельны и противоположны (см. заглавие главы); $p - g$ выражает видимое ускорение снаряда (относительно Земли), являющееся результатом двух противоположных сил: силы взрыва и силы тяжести.

32. Действие последней на снаряд нисколько не влияет на относительную в нем тяжесть, и она выражается без всякого изменения формулой (29): $\frac{p}{g}$. Напр[имер], если $p = 0$, т. е. если взрывания нет, то нет и временной тяжести, потому что $\frac{p}{g} = 0$. Это значит, что если взрывание прекратится и снаряд двигается в ту или другую сторону только под влиянием своей скорости и силы тяготения Солнца, Земли и других звезд и планет, то находящийся в снаряде наблюдатель ни сам не будет иметь, по-видимому, ни малейшего веса,— не обнаружит его, при помощи самых чувствительных пружинных весов, ни в одной из вещей, находящихся при нем или в ракете. Падая или поднимаясь в ней под влиянием инерции даже у самой поверхности Земли, наблюдатель не будет испытывать ни малейшей тяжести, пока, разумеется, снаряд не встречает никаких препятствий,— в виде, напр[имер] сопротивления атмосферы, воды или твердого грунта.

33. Если $p = g$, т. е. если давление взрывающихся газов равно тяжести снаряда ($\frac{p}{g} = 1$), то относительная тяжесть будет равняться земной. При начальной неподвижности снаряд в этом случае и остается неподвижным во все время действия взрыва; если же до него снаряд имел какую-нибудь скорость (вверх, вбок, вниз), то эта скорость так и останется без всякого изменения, пока не израсходуется весь взрывчатый материал: тут тело, т. е. ракета, уравновешено и двигается как бы по инерции в среде, свободной от тяжести.

На основании формул (28) и (31) получим:

$$V = V_2 \left(\frac{p}{p-g}\right). \tag{34}$$

Отсюда, зная какую скорость (V_2) должен иметь по окончании взрыва снаряд, мы вычислим V, по которой, с помощью формулы (16), определим и потребное количество (M_2) взрывчатых веществ.

Из уравнений (16) и (34) получим:

$$V_2 = V_1\left(1 - \frac{g}{p}\right)\cdot \ln\left(\frac{M_2}{M_1} + 1\right). \qquad (35)$$

36. Из этой формулы, так же как из предыдущей, следует, что скорость, приобретаемая ракетой, меньше при влиянии тяготения, чем без него (16). Она (V_2) может быть даже равна нулю, несмотря на обилие взрывчатого запаса, если $\frac{p}{g} = 1$, т. е. если ускорение, сообщаемое снаряду взрывчатым материалом, равно ускорению земной тяжести, или давление газов равно и прямо противоположно действию тяготения (см. форм[улы] 34 и 35).

В этом случае ракета стоит несколько минут неподвижно, нисколько не поднимаясь; когда же запас истощен, она падает, как камень.

37. Чем больше p по отношению к g, тем большую скорость V_2 приобретает снаряд при данном количестве M_2 взрывчатых веществ [формула] (35).

Поэтому, желая подняться выше, надо сделать p как можно больше, т. е. производить взрыв как можно деятельнее. Однако при этом, во-первых, требуется более крепкий и массивный снаряд, во-вторых,— более крепкие предметы и аппараты в снаряде, потому что (по 32) относительная тяжесть в нем будет весьма велика и в особенности опасна для живого наблюдателя, если таковой отправляется в ракете.

Во всяком случае, на основании формулы 35-й, в пределе,

$$V_2 = V_1\cdot \ln\left(\frac{M_2}{M_1} + 1\right), \qquad [38]$$

т. е., если p бесконечно велико, или взрыв моментален, то скорость V_2 ракеты в среде тяжести та же, что и в среде без тяжести.

Согласно формуле (30) время взрывания не зависит от силы тяготения, а лишь исключительно от количества $\left(\frac{M_2}{M_1}\right)$ взрывчатого материала и быстроты их взрывания (p).

39. Любопытно определить эту величину. Положим в форм[уле] (28) $V = 11\,100$ м [в сек.] (см. таблицу 22), а $p = g = 9{,}8$ м [в сек.^{2}]; тогда $t = 1133$ секунды.

Значит, в среде, свободной от тяжести, ракета пролетела равномерно ускоряющимся движением менее 19 минут — и это при ушестеренном количестве взрывчатых веществ сравнительно с массою снаряда (см. табл. 22).

При взрывании же у поверхности нашей планеты он простоял бы неподвижно в течение тех же 19 минут.

40. Если $\frac{M_2}{M_1} = 1$, то, по табл[ице], $V = 3920$ м [в сек.]; следовательно, $t = 400$ секундам, или $6^2/_3$ минуты.

При $\frac{M_2}{M_1} = 0{,}1$, $V = 543$ м [в сек.], а $t = 55{,}4$ секунды, т. е. менее минуты. В последнем случае, у поверхности Земли, снаряд простоял бы неподвижно $55^1/_2$ секунды.

Отсюда мы видим, что взрывание у поверхности планеты, или вообще в среде, несвободной от силы тяжести, может быть совершенно безрезультатным, если происходит, хотя и долгое время, но с недостаточною силою: действительно, снаряд остается на месте и не получает никакой поступательной скорости, если не приобрел ее раньше; в противном случае он может совершить некоторое перемещение с равномерною скоростью. Если это перемещение совершается вверх, то снаряд сделает некоторую работу. В случае первоначальной горизонтальной скорости и перемещение будет горизонтально; работы тут не будет, но тогда снаряд может служить для таких же целей, как локомотив, пароход или управляемый аэростат. Служить для этих целей перемещения снаряд может только в течение нескольких минут, пока совершается взрывание, но и в такое небольшое время он может пройти значительное пространство [23].

Время стояния прибора в среде тяготения обратно пропорционально g, т. е. силе этого тяготения.

Так, на Луне прибор простоял бы неподвижно без опоры (при $\frac{M_2}{M_1} = 6$) в течение 2 часов.

41. Положим в формуле (35) для среды с тяжестью: $\frac{p}{g} = 10$; $\frac{M_2}{M_1} = 6$; тогда вычислим $V_2 = 9990$ м [в сек.]. Относительная тяжесть, по предыдущему, будет равна 10, т. е. человек в 70 кг весом во все время взрывания (около 2 минут) будет испытывать тяжесть в 10 раз бóльшую, чем на Земле, и будет весить на пружинных весах 700 кг (пудов 40). Такую тяжесть путешественник может перенести без вреда только при соблюдении особых предосторожностей: при погружении в особую жидкость, при особенных условиях.

На основании формулы (28) вычислим и время взрывания, или время этой усиленной тяжести; получим 113 секунд, т. е. менее двух минут. Это очень немного, и кажется с первого раза поразительным, как может снаряд в течение такого ничтожного промежутка времени приобрести скорость, чуть недостаточную для удаления от Земли и движения вокруг Солнца подобно новой планете.

Мы нашли $V_2 = 9990$ м [в сек.], т. е. такую скорость, которая лишь немного менее скорости V, приобретаемой в среде, свободной от силы тяготения, при тех же условиях взрыва (см. табл. 22). Но так как снаряд во время взрывания еще и поднимается на некоторую высоту, то прихо-

дит даже в голову, что общая работа взрывчатых веществ совсем не уменьшилась, сравнительно с работою их в среде без тяжести. Вопрос этот мы сейчас разберем.

44. Ускорение снаряда в среде тяжести выразится: $p_1 = p - g$.

На расстоянии от поверхности Земли, не превышающем нескольких сотен верст, мы g примем постоянным, что не повлечет за собой большой погрешности; да и погрешность-то будет в благоприятную сторону, т. е. истинные числа будут благоприятнее для полета, чем вычисленные нами

Высота (h) поднятия снаряда во время (t) действия взрыва будет.

$$h = \frac{1}{2} p_1 \cdot t^2 = \frac{p-g}{2} \cdot t^2, \tag{45}$$

выключая отсюда t по уравнению (31), получим:

$$h = \frac{V_2^2}{2(p-g)}, \tag{46}$$

где V_2 есть скорость снаряда в среде тяжести, по истощении всего взрывчатого запаса.

Теперь получим из (34) и (46), выключая V_2:

$$h = \frac{p-q}{2p^2} \cdot V^2 = \frac{V^2}{2p} \cdot \left(1 - \frac{g}{p}\right), \tag{47}$$

где V есть скорость, приобретаемая ракетой в среде, свободной от тяготения. Полезная работа взрывчатых веществ в такой среде выразится:

$$T = \frac{V^2}{2g}. \tag{48}$$

Работа же T_1 в среде тяжести выразится в зависимости от высоты поднятия снаряда и его скорости по окончании взрыва, именно:

$$T_1 = h + \frac{V_2^2}{2g}. \tag{49}$$

Отношение этой работы к предыдущей, идеальной, равно:

$$\frac{T_1}{T} = \frac{2hg + V_2^2}{V^2}. \tag{50}$$

Исключив отсюда h и V посредством (46) и (34), найдем:

$$\frac{T_1}{T} = 1 - \frac{g}{p}, \tag{51}$$

т. е. работа в среде тяготения, получаемая от определенного количества взрывчатых веществ (M_2), менее, чем в среде свободной от него; разница эта $\left(\frac{g}{p}\right)$ тем меньше, чем быстрее взрываются газы, или чем более p. Например, в случае (41) потеря составляет только $^1/_{10}$, а утилизация (51) равна 0,9. Когда $p = g$, или когда снаряд стоит в воздухе, не имея даже постоянной скорости, потеря будет полная (1), а утилизация равна нулю. Такова же будет утилизация, если снаряд имеет постоянную горизонтальную скорость.

52. В парагр[афе] 41 мы вычислили $V_2 = 9990$ м [в сек.]. Применим формулу (46) к случаю (41), найдем: $h = 565$ км; значит, в течение взрыва снаряд зайдет далеко за пределы атмосферы и приобретет еще поступательную скорость в 9990 м [в сек.].

Заметим, что скорость эта на 1110 м [в сек.] меньше, чем в среде, свободной от силы тяготения. Эта разность составляет как раз $^1/_{10}$ скорости в среде без тяжести (см. табл. 22).

Отсюда видно, что потеря в скорости подчиняется тому же закону, как и потеря работы (см. 51), что, впрочем, строго следует и из формулы (34), преобразуя которую, получим:

$$V_2 = V\left(1 - \frac{g}{p}\right) \quad \text{или} \quad V - V_2 = V \cdot \frac{g}{p}.$$

Найдем из (51):

$$T = T_1 \cdot \left(\frac{p}{p-g}\right), \tag{56}$$

где T_1 есть работа, получаемая снарядом от взрывчатых веществ в среде тяготения, сила которого равна g.

Чтобы снаряд мог совершить все необходимые работы, поднимаясь в высоту, преодолевая сопротивление атмосферы и приобретая желаемую скорость,— необходимо, чтобы сумма всех этих работ равнялась T_1.

Определив все эти работы с помощью формулы (56), вычислим T.

Зная же T, вычислим и V, т. е. скорость в среде без тяжести, по формуле:

$$T = M_1 \cdot \frac{V^2}{2g}.$$

Зная теперь V, можем рассчитать и потребную массу (M_2) взрывчатых веществ по формуле (16).

Таким путем, с помощью предыдущего, найдем:

$$M_2 = M_1 \{e^{\sqrt{\frac{T_1 \cdot p}{T_2(p-g)}}} - 1\}. \tag{57}$$

Вычисляя, мы $M_1 \cdot \frac{V_1^2}{2g}$ заменили для краткости через T_2.

Итак, зная массу снаряда (M_1) со всем содержимым, кроме взрывчатого материала (M_2), механическую работу (T_2) взрывчатых веществ при массе их, равной массе снаряда (M_1), работу T_1, которую должен совершить снаряд при своем вертикальном поднятии, силу взрывания (p) и силу тяготения (g), можем узнать и количество взрывчатых веществ (M_2), необходимое для поднятия массы (M_1) снаряда.

Отношение $\frac{T_1}{T_2}$ в формуле не изменится, если его сократить на M_1. Так что под T_1 и T_2 можно подразумевать механическую работу T_1, совершаемую единицею массы снаряда, и механическую работу T_2 единицы взрывчатых веществ.

Под g нужно, вообще, подразумевать постоянное сопротивление, равное сумме сил тяжести и сопротивления среды. Но сила тяготения постепенно убывает с удалением от центра Земли, вследствие чего утилизируется большее количество механической работы взрывчатых веществ. С другой стороны, сопротивление атмосферы, будучи, как увидим, сравнительно с тяжестью снаряда весьма незначительным, уменьшает утилизацию энергии взрывчатых веществ.

По некотором размышлении увидим, что последняя убыль, продолжаясь недолгое время пролета через воздух, с избытком вознаграждается прибылью от уменьшения притяжения на расстояниях значительных (500 км), где кончается действие взрывчатых веществ.

Итак, формулу (57) можем смело применять к вертикальному поднятию снаряда, несмотря на осложнение от изменения тяжести и сопротивления атмосферы ($g = 9{,}8$ м [в сек.^{2}]).

СРЕДА ТЯЖЕСТИ. ОТВЕСНОЕ ВОЗВРАЩЕНИЕ НА ЗЕМЛЮ

59. Рассмотрим сначала остановку в среде, свободной от тяжести, или моментальную остановку в среде тяжести. Пусть, например, ракета силою взрыва некоторого (не всего) количества газов приобрела скорость 10 000 м в секунду (см. табл.22). Теперь, для остановки, следует приобрести такую же скорость, но в обратном направлении. Очевидно, количество оставшихся взрывчатых веществ, согласно таблице 22, должно быть в 5 раз больше массы (M_1) снаряда. Стало быть, снаряд должен иметь, по окончании первой части взрыва (для приобретения поступательной скорости), запас взрывчатого вещества, масса которого выразится через $5M_1 = M_2$.

60. Вся масса, вместе с запасом, составит $M_2 + M_1 = 5M_1 + M_1 = 6M_1$.

Этой массе ($6M_1$) первоначальное взрывание должно также сообщить скорость в 10 000 м [в сек.], а для этого нужно новое количество взрывчатого материала, которое должно также в 5 раз (см. [табл.] 22) превышать

массу снаряда с массою запаса для остановки; т. е. мы должны ее (6 M_1) увеличить в 5 раз; получим $30M_1$, что вместе с запасом для остановки ($5M_1$) составит $35M_1$.

Означим число табл. 22, показывающее, во сколько раз масса взрывчатого материала больше массы снаряда, через q $\left(q = \frac{M_2}{M_1}\right)$; предыдущие рассуждения, определяющие массу всего взрывчатого вещества $\left(\frac{M_3}{M_1}\right)$ для приобретения скорости и уничтожения ее, выразим так:

$$\frac{M_3}{M_1} = q + (1 + q) \cdot q = q(2 + q), \qquad (61)$$

или, прибавляя и вычитая единицу из второй части уравнения, получим:

$$\frac{M_3}{M_1} = 1 + 2q + q^2 - 1 = (1 - q)^2 - 1. \qquad (62)$$

Всего же, с массою ракеты (M_1, или 1), найдем: $\frac{M_3}{M_1} + 1 = (1 + q)^2$. Последнее выражение легко запомнить. Когда q очень мало, то, приблизительно, количество взрывчатого вещества равно $2q$ (потому, что q^2 будет ничтожно), т. е. оно голько вдвое больше, чем для одного приобретения скорости.

63. На основании полученных формул и таблицы 22, составим следующую таблицу:

В среде без тяжести

V, м [в сек.]	$M_2 : M_1$	$M_3 : M_1$	V, м [в сек.]	$M_2 : M_1$	$M_3 : M_1$
543	0,1	0,21	11 800	7	63
1037	0,2	0,44	12 500	8	80
1493	0,3	0,69	13 100	9	99
1915	0,4	0,96	13 650	10	120
2308	0,5	1,25	17 100	19	399
3920	1	3	17 330	20	440
6260	2	8	19 560	30	960
7880	3	15	22 400	50	2600
9170	4	24	26 280	100	10200
10100	5	35	30 038	193	37248
11100	6	48	Бесконечно	Бесконечно	Бесконечно

Из нее видим, как неодолимо громаден запас взрывчатого материала, если мы хотим приобрести очень большую скорость и потерять ее.

Из (62) и (16) имеем:

$$\frac{M_3}{M_1}+1=e^{\frac{-2V}{V_1}}, \quad \text{или} \quad \frac{M_3}{M_1}=e^{\frac{-2V}{V_1}}-1.$$

Заметим, что отношение $-\frac{2V}{V_1}$ положительно, потому что скорости снаряда и газов противоположны по направлению и, следовательно, имеют разные знаки.

Полагая в последней формуле V вдвое большим, чем в первом столбце таблицы, получим отношение $\frac{M_3}{M_1}$, т. е. относительное количество взрывчатого материала, потребное для приобретения скоростей последней таблицы и последующего уничтожения их [24].

64. Если мы находимся в среде тяжести, то в простейшем случае вертикального движения процесс остановки и опускания на Землю будет такой: когда ракета под влиянием приобретенной скорости поднялась на известную высоту и остановилась, то начинается ее падение на Землю. Когда снаряд достигнет той точки, в которой окончилось при поднятии действие взрывчатых веществ, он снова подвергается влиянию остатка их,— в том же направлении и в том же порядке. Очевидно, к концу их действия и истощения всего запаса ракета остановится в той точке у поверхности Земли, с которой было начато поднятие. Способ поднятия строго тождествен со способом опускания; вся разница лишь в том, что скорости обратны в каждой точке пути.

Остановка в среде тяжести требует более работы и более взрывчатых веществ, чем в среде, свободной от тяготения; поэтому в формулах (61) и (62) q должно быть больше, если применять ракету в среде тяжести.

Обозначив это большее отношение через q_1, найдем на основании предыдущего:

$$\frac{q}{q_1}=\frac{T_1}{T}=1-\frac{g}{p},$$

откуда

$$q_1=q\left(\frac{p}{p-g}\right). \qquad (65)$$

Подставив q_1 вместо q в уравнение (62), получим:

$$\frac{M_4}{M_1}=(1+q_1)^2-1=\left(1+\frac{pq}{p-g}\right)^2-1. \qquad (66)$$

Здесь M_4 означает количество, или массу, взрывчатых веществ, необходимую для поднятия с известной точки и возвращения в ту же точку при полной остановке ракеты и при полете ее в среде тяжести.

67. На основании последней формулы можем составить следующую таблицу, полагая, что $\frac{p}{g}=10$, т. е., что давление взрывчатого материала в 10 раз больше тяжести ракеты с остатком взрывчатых веществ. В этой

таблице V выражает собственно работу $\frac{V^2}{2g}$; скорость же будет меньше, потому что часть этой работы ушла на поднятие в среде тяжести.

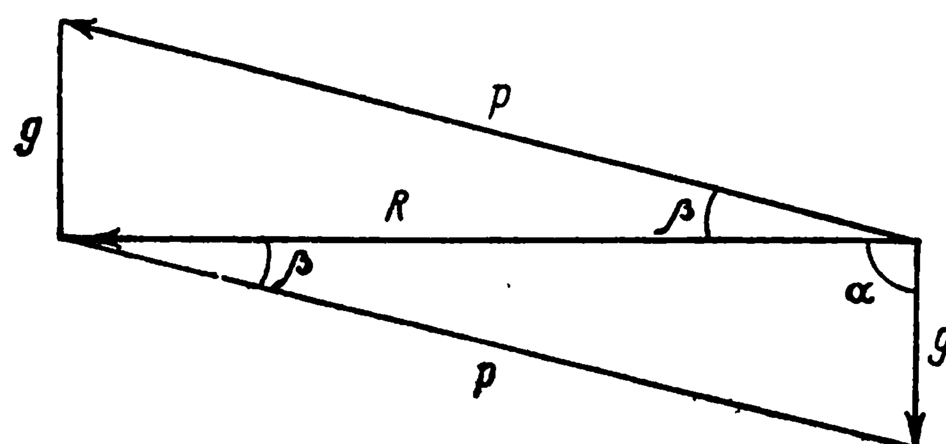
Для среды тяжести

V, м [в сек.]	$M_2 : M_1$	$M_4 : M_1$	V, м [в сек.]	$M_2 : M_1$	$M_4 : M_1$
543	0,1	0,235	7880	3	17,78
1497	0,3	0,778	9170	4	28,64
2308	0,5	1,420	10100	5	41,98
3920	1,0	4,457	11100	6	57,78
6260	2	9,383	11800	7	76,05

СРЕДА ТЯЖЕСТИ. НАКЛОННОЕ ПОДНЯТИЕ

68. Хотя вертикальное движение ракеты как будто выгоднее потому, что при этом скорее рассекается атмосфера и снаряд подымается на большую высоту, но, с одной стороны, работа рассечения атмосферы, сравнительно с полною работою взрывчатых веществ, весьма незначительна, с другой — при наклонном движении можно устроить постоянную обсерваторию, движущуюся за пределами атмосферы неопределенно долгое время вокруг Земли, подобно ее Луне. Кроме того,— и это главное — при наклонном полете утилизируется несравненно бо́льшая часть энергии взрыва, чем при вертикальном движении.

[69]. Рассмотрим сначала частный случай — когда полет ракеты горизонтален [черт. 2] [25].



[Черт. 2]

Если через R обозначим величину равнодействующей горизонтального ускорения ракеты, через p — ускорение от действия взрывания и через g — ускорение от силы тяжести, то имеем:

$$R = \sqrt{p^2 - g^2}. \tag{70}$$

Кинетическая энергия, полученная снарядом через время t, равна, на основании последней формулы:

$$\frac{R}{2} \cdot t^2 \cdot \left(\frac{R}{g}\right) = \frac{R^2}{2g} \cdot t^2 = \frac{p^2 - g^2}{2g} \cdot t^2, \tag{71}$$

где t есть время взрывания. Это и есть вся полезная работа, приобретенная ракетой. Действительно, ракета нисколько не поднимется, если принять направление тяжести постоянным (что на практике только при небольшой траектории снаряда верно).

Работа же взрывчатых веществ, приобретенная ракетой в среде, свободной от тяжести, равна:

$$\frac{p}{2} \cdot t^2 \cdot \left(\frac{p}{g}\right) = \frac{p^2}{2g} \cdot t^2. \tag{72}$$

Разделив полезную работу (71) на полную (72), получим утилизацию при горизонтальном полете ракеты:

$$\left(\frac{p^2 - g^2}{2g} \cdot t^2\right) : \left(\frac{p^2}{2g} \cdot t^2\right) = 1 - \left(\frac{g}{p}\right)^2. \tag{73}$$

Сопротивление воздуха, как и прежде, пока в расчет не принимается.

Из последней формулы видно, что потеря работы, сравнительно с работою в среде, свободной от силы тяготения, выражается через $\left(\frac{g}{p}\right)^2$. Отсюда следует, что эта потеря гораздо меньше, чем при отвесном движении. Так, напр[имер], при $\frac{g}{p} = \frac{1}{10}$ потеря составит $1/_{100}$, т. е. один процент; между тем как при вертикальном движении она выражалась через $\frac{g}{p}$ или равнялась $1/_{10}$, т. е. десяти процентам.

74. Вот таблица, где β есть угол наклонения силы p к горизонту:

Горизонтальное движение ракеты

$p:g$	Потеря $\left[\left(\frac{g}{p}\right)^2\right]$	Sin β	β. Градусы	$p:g$	Потеря $\left[\left(\frac{g}{p}\right)^2\right]$	Sin β	β. Градусы
1	1	1	90	5	1 : 25	1 : 5	11,5
2	1 : 4	1 : 2	30	10	1 : 100	1 : 10	5,7
3	1 : 9	1 : 3	19,5	100	1 : 10000	1 : 100	0,57
4	1 : 16	1 : 4	14,5				

75. Теперь решим вопрос вообще — при всяком наклонении равнодействующей R. Горизонтальность траектории, или равнодействующей, как я уже говорил, невыгодна потому, что при таком движении снаряда страшно увеличивается его путь через атмосферу, а вместе с тем увеличивается и работа рассечения им воздуха.

Итак, будем помнить, что α, или угол наклонения равнодействующей по вертикали, больше прямого угла. Имеем [26]:

$$R = \sqrt{p^2 + g^2 + 2pg \cdot \cos\gamma},$$

где $\gamma = \alpha + \beta$ (тупой угол параллелограмма, по чертежу). Далее

$$\sin\alpha : \sin\beta : \sin\gamma = p : g : R \qquad [77]$$

и

$$\cos\alpha = \frac{R^2 + g^2 - p^2}{2Rg}. \qquad [78]$$

Кинетическая работа выражается формулой (71), где R определяется согласно уравнению (76). Вертикальное ускорение равнодействующей R равно:

$$R_1 = \sin(\alpha - 90°) \cdot R = -\cos\alpha \cdot R. \qquad (79)$$

Следовательно, работа поднятия снаряда будет равна:

$$\frac{R_1}{2} \cdot t^2 = \frac{-\cos\alpha}{2} \cdot Rt^2, \qquad (80)$$

где t есть время взрывания всего запаса взрывчатых веществ. Полная работа, приобретенная снарядом в среде тяжести, выразится [по (71) и (80)]:

$$[T_1] = \frac{R_2}{2g} \cdot t^2 + \frac{-\cos\alpha}{2} \cdot Rt^2 = \frac{Rt^2}{2}\left(\frac{R}{g} - \cos\alpha\right). \qquad (81)$$

Здесь за единицу работы принято поднятие снаряда на единицу высоты, в среде с ускорением g. Если $\alpha > 90°$, напр[имер] в случае поднятия снаряда, то $-\cos\alpha$ есть величина положительная, и обратно.

Работа в среде, свободной от тяжести, будет равна (по 72) $[T] = \frac{p^2}{2g} \cdot t^2$ (не забудем, что время (t) взрывания не зависит от сил тяготения).

Взяв отношение этих двух работ, получим утилизацию энергии взрывчатых веществ, сравнительно с утилизацией их в среде, лишенной тяжести; именно:

$$\left[\frac{T_1}{T}\right] = \frac{Rt^2}{2}\left(\frac{R}{g} - \cos\alpha\right) : \frac{p^2}{2g} \cdot t^2 = \frac{R}{p}\left(\frac{R}{p} - \frac{g}{p} \cdot \cos\alpha\right). \qquad (82)$$

Выключая отсюда R по формуле (76) найдем:

$$\left[\frac{T_1}{T}\right] = \left(1 + \frac{g^2}{p^2} + 2\cos\gamma \cdot \frac{g}{p}\right) - \cos\alpha \frac{g}{p} \cdot \sqrt{1 + \frac{g^2}{p^2} + 2\cos\gamma \cdot \frac{g}{p}}. \qquad (83)$$

Формулы (51) и (73), напр[имер], есть только частные случаи этой, в чем легко убедиться.

84. Сделаем сейчас же применение найденной формулы. Положим, что ракета летит вверх под углом в 14,5° к горизонту; синус этого угла составляет 0,25; это значит, что сопротивление атмосферы увеличивается в 4 раза сравнительно с сопротивлением ее при отвесном движении снаряда; ибо, приблизительно, сопротивление ее обратно пропорционально синусу угла наклона (α — 90°) траектории ракеты к горизонту.

85. Угол $\alpha = 90 + 14\frac{1}{2} = 104\frac{1°}{2}$; $\cos\alpha = -0{,}25$, зная α, можем узнать и β; действительно, из (77) найдем: $\sin\beta = \sin\alpha \frac{g}{p}$; так, если $\frac{g}{p} = 0{,}1$, то $\sin\beta = 0{,}0968$, откуда $\beta = 5\frac{1°}{2}$ и $\gamma = 110°$; $\cos\gamma = -0{,}342$.

Теперь, по формуле (83) вычислим утилизацию в 0,966. Потеря составляет 0,034, или около 1/29, вернее 3,4%.

Эта потеря в 3 раза меньше, чем при вертикальном движении. Результат недурной, если принять еще во внимание, что сопротивление атмосферы и при наклонном движении ($14\frac{1}{2}$°) никак не более одного процента работы удаления снаряда от Земли.

86. Для разных соображений предлагаем следующую таблицу. 1-й столбец показывает наклонение движения к горизонту, последний —

потерю работы; β есть отклонение направления давления взрывчатых веществ от линии действительного движения (см. черт. 69—[черт. 2]).

Наклонное движение

Градусы				Утилизация	Потеря
α—90	α	β	γ = α + β		
0	90	$5^2/_3$	$95^2/_3$	0,9900	1 : 100
2	92	$5^2/_3$	$97^2/_3$	0,9860	1 : 72
5	95	$5^2/_3$	$100^2/_3$	0,9800	1 : 53
10	100	$5^2/_3$	$105^2/_3$	0,9731	1 : 37
15	105	$5^1/_2$	$110^1/_2$	0,9651	1 : 29
20	110	$5^1/_3$	$115^1/_3$	0,9573	1 : 23,4
30	120	5	125	0,9426	1 : 17,4
40	130	$4^1/_3$	$134^1/_3$	0,9300	1 : 14,3
45	135	4	139	0,9246	1 : 13,3
90	180	0	180	0,9000	1 : 10

87. Для очень малых углов наклона (α — 90°) формулу (83) можно чрезвычайно упростить, заменив тригонометрические величины их дугами и сделав другие упрощения.

Тогда получим следующее выражение для потери работы:

$$x^2 + \delta x \left(1 - \frac{x^2}{2}\right) + \delta^2 x^2 \left(x - \frac{\delta}{2}\right),$$

где δ означает угол наклона движения (α — 90°), выраженный длиною его дуги, радиус которой равен единице, а x — отношение $\frac{g}{p}$.

Откидывая в последней формуле малые высших порядков, получим для потери:

$$x^2 + \delta x = \left(\frac{g}{p}\right)^2 + \delta \frac{g}{p}.$$

Можем положить:
$\delta = 0{,}02N$, где 0,02 есть часть окружности, соответствующая почти одному градусу $(1\frac{1}{7})$, а N — число этих новых градусов. Таким образом, потеря работы приблизительно выразится:

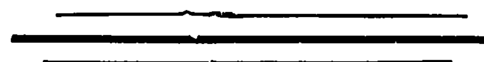
$$\frac{g^2}{p^2} + 0{,}02 \frac{g}{p} \cdot N.$$

По этой формуле легко составим следующую таблицу, положив $\frac{g}{p}=0,1$:

N	0	0,5	1	2	3	4	5	6	10
Потеря	1/100	1/91	1/83	1/70	1/60	1/55	1/50	1/45	1/33

Отсюда видим, что даже для больших углов (до 10°) противоречие между этой таблицей и предыдущей, более точной, невелико.

Мы могли бы рассмотреть еще очень многое: работу тяготения, сопротивление атмосферы; мы совсем еще ничего не сказали о том, как исследователь может пробыть продолжительное, даже неопределенно долгое время в среде, где нет следов кислорода; мы не упомянули о нагревании снаряда при кратковременном полете в воздухе, мы не дали даже общей картины полета и сопровождающих его крайне интересных явлений (теоретически); мы почти не указали на великие перспективы в случае осуществления дела, рисующиеся нам пока еще в тумане; наконец, мы могли бы начертать космические кривые движения ракеты в небесном пространстве.



ИССЛЕДОВАНИЕ МИРОВЫХ ПРОСТРАНСТВ РЕАКТИВНЫМИ ПРИБОРАМИ

[1911—1912 гг.]

РЕАКТИВНЫЙ ПРИБОР «РАКЕТА» К. ЦИОЛКОВСКОГО

1. Предисловие

Долго на ракету я смотрел, как и все: с точки зрения увеселений и маленьких применений.

Не помню хорошо, как мне пришло в голову сделать вычисления, относящиеся к ракете.

Мне кажется, первые семена мысли заронены были известным фантазером Жюль Верном; он пробудил работу моего мозга в известном направлении. Явились желания, за желаниями возникла деятельность ума. Конечно, она ни к чему бы не повела, если бы не встретила помощи со стороны науки.

Кроме того, мне представляется — вероятно ложно,— что основные идеи и любовь к вечному стремлению туда — к Солнцу, к освобождению от цепей тяготения,— во мне заложены чуть не с рождения. По крайней мере, я отлично помню, что моей любимой мечтой, в самом раннем детстве, еще до книг, было смутное сознание о среде без тяжести, где движения во все стороны совершенно свободны и где лучше, чем птице в воздухе. Откуда явились эти желания, я до сих пор не могу понять; и сказок таких нет, а я смутно верил, и чувствовал, и желал именно такой среды без пут тяготения. Старый листок в моих рукописях с окончательными формулами, относящимися к реактивному прибору, помечен датою 25 августа 1898 г. Очевидно, занимался я им раньше. Но не жалкий полет ракеты пленил меня, а точные расчеты. Свои вычисления и выводы из них я обнародовал в 1903 г.* Настоящая работа есть развитие этой. Но так как

* «Научное обозрение», 1903 г., № 5.

напечатанный труд мало кому известен, то здесь я помещаю его резюме и даже важнейшие его формулы.

Избави меня боже претендовать на решение вопроса. Сначала неизбежно идут: мысль, фантазия, сказка; за ними шествует научный расчет, и уже в конце концов исполнение венчает мысль.

Моя работа относится к средней фазе творчества.

Более, чем кто-нибудь, я понимаю бездну, разделяющую идею от ее осуществления, так как в течение моей жизни я не только много вычислял, но и исполнял, работая также руками.

Но нельзя не быть идее: исполнению предшествует мысль, точному расчету — фантазия.

Я буду рад, если моя работа побудит других к дальнейшему труду.

Все знают, как невообразимо велика, как бесконечна вселенная. Все знают, что и вся солнечная система с сотнями своих планет есть точка в мире.

Проникни люди в солнечную систему, распоряжайся в ней, как хозяйка в доме: раскроются ли тогда тайны мира? Нисколько! Как осмотр какого-нибудь камушка или раковины не раскроет еще тайн океана. Если бы даже люди овладели другим солнцем, исследовали весь Млечный Путь — эти миллиарды солнц, эти сотни миллиардов планет,— то и тогда мы сказали бы то же. И миллиарды эти — точка, и они бы не разоблачили тайн мира... Все наши познания, настоящие и будущие, ничто в сравнении с тем, что мы никогда не будем знать. . .

Но как жалок человек в своих заблуждениях! Давно ли было время, когда поднятие на воздух считалось кощунственным покушением и каралось казнью, когда рассуждение о вращении Земли наказывалось сожжением.

Неужели во все века суждено людям повторять свои ошибки?!. . .

2. Резюме работы 1903 г.

Работая над теорией реактивного прибора с 1896 г., мы пришли к следующим выводам.

Снаряд имеет снаружи вид бескрылой птицы, легко рассекающей воздух. Бо́льшая часть внутренности снаряда занята двумя веществами в жидком состоянии: водородом и кислородом. Обе жидкости разделены перегородкой и соединяются между собою только мало-помалу. Остальная часть камеры, меньшей вместимости, назначена для помещения наблюдателя и разного рода аппаратов, необходимых для сохранения его жизни, для научных наблюдений и для управления «ракетой» (так назвали мы наш реактивный прибор).

Водород и кислород, смешиваясь в узкой части постепенно расширяющейся трубы, вроде духового музыкального инструмента, соединяются

химически и образуют водяной пар при страшно высокой температуре. Он имеет огромную упругость и вырывается из широкого отверстия трубы с ужасающей скоростью по направлению трубы или продольной оси камеры. Направление давления пара и направление полета снаряда прямо противоположны [1].

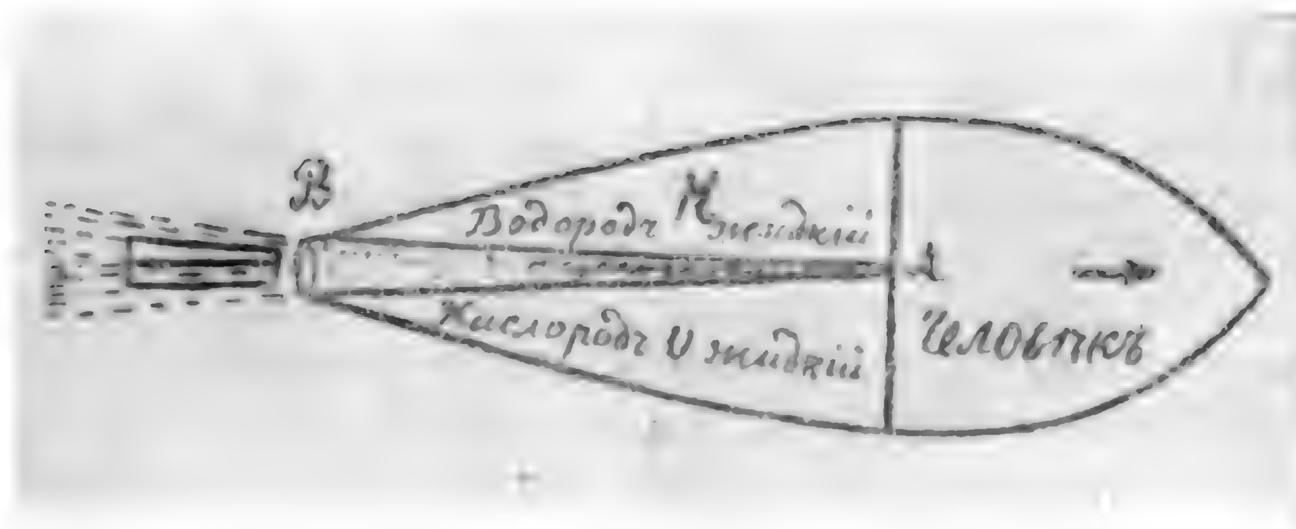


Схема реактивного прибора К. Э. Циолковского

Давление пара обыкновенно совпадает с направлением движения ракеты. При ее остановке или замедлении бывает наоборот. Движение же пара при ускоряющемся ходе ракеты противоположно ее движению; при замедляющемся — наоборот. Говорю тут о кажущемся движении пара относительно ракеты.

Взрывная труба, идущая вдоль продольной оси ракеты, через центр ее инерции, охлаждается низкой температурой жидкого кислорода и водорода, окружающих трубу или ее кожух. Эти свободно испаряющиеся жидкости имеют температуру около 200—250° Ц ниже нуля и препятствуют расплавлению трубы внутренней весьма высокой температурой. Так как взрывание продолжается всего лишь несколько минут, то потеря холодных жидкостей от их испарения невелика.

Вращение ракеты можно устранить разными автоматически действующими приборами, так что направление продольной оси ракеты и полет ее будут, приблизительно, иметь одно направление: путь ее — прямая линия.

Простейшим способом управления направлением ракеты служит поворачивание конца раструба или руля перед ним. При поворачивании их газы принимают иное направление, и снаряд поворачивается или регулируется.

Энергия химического соединения водорода с кислородом громадна. Значительная часть ее, именно до 0,65 (65%), передается ракете, т. е. переходит в энергию ее движения. Остальная часть (35%) идет на движение водяного пара. Такая значительная часть энергии взрывчатых веществ усваивается ракетой в среде, свободной от тяготения; в среде

же тяжести такое усвоение может быть лишь при моментальном взрыве, совершенно непригодном в практическом отношении. Чем медленнее взрыв, чем долее он продолжается в среде тяжести и чем сильнее последняя, тем меньше утилизация энергии взрывчатых веществ.

В среде же без тяжести утилизация не зависит от времени и порядка взрывания.

Благодаря ускоряющемуся движению ракеты внутри ее образуется кажущаяся (пока совершается ускорение ракеты) или временная тяжесть, которая тем больше, чем взрыв быстрее или чем давление вырывающихся из трубы паров больше. Эта относительная тяжесть по действиям своим внутри ядра ничем не отличается от натуральной тяжести. При моментальном взрыве она бесконечно велика, и потому как самая ракета, так и все, заключающееся в ней, должно разрушиться и погибнуть. Вот почему моментальный или чересчур быстрый взрыв негоден.

Когда временная тяжесть в течение взрыва достигает 10, т. е. в 10 раз больше, чем у поверхности Земли, то усваивается 0,9 (90%) наибольшего усвоения энергии взрывчатых веществ в среде без тяжести, именно $0{,}65 \times \times 0{,}9 = 0{,}585$, т. е. более 58% всего количества потенциальной химической энергии, заключенной в смеси водорода с кислородом.

При наклонном полете ракеты утилизируется гораздо большее количество запасенной энергии. В пределе, когда полет горизонтален, утилизация наибольшая и достигает, при удесятеренной временной тяжести внутри ракеты, 0,99, или 99%. При полете ракеты под углом в $14^1/_2{}^\circ$ к горизонту незначительное сопротивление атмосферы только учетверяется сравнительно с вертикальным полетом, между тем как утилизируется при таком наклоне 0,965. Это составит 0,627 ($0{,}65 \times 0{,}965$) полной химической энергии взрывчатых веществ.

Наибольшая утилизация (65%) как в среде тяжести, так и в среде без тяжести, получается тогда только, когда количество взрывчатой смеси в 4 раза превышает вес снаряда со всем содержимым; в противном случае утилизация меньше 65%. При этом отношении количества взрывчатых веществ (4) к весу снаряда (1) последний приобретает до 9 км скорости в одну секунду. Снаряд может получить и произвольно бо́льшую и произвольно меньшую скорость, но тогда используется меньшее количество энергии взрывчатого материала. Этот процент утилизации тем меньше, чем больше уклонение относительного количества взрывчатых веществ от числа 4.

При отношении от 1 до 18 использование энергии более 48%; соответствующие скорости в среде без тяжести колеблются от 3,9 до 16,9 км в секунду. Последней скорости более чем достаточно для одоления притяжения Солнца и Земли и блуждания ракеты между звездами при бросании ее по направлению годового движения Земли.

Действительно, расчет дает две главные скорости бросания: в 14 и

74 км в секунду. Последнее число относится к бросанию по направлению, обратному движению Земли, а первое — по направлению годового ее движения. Таким образом, даже при двенадцатикратном количестве взрывчатых веществ этот акт разъединения с солнечной системой уже совершается.

Ракета может, теоретически, поднимать массы желаемой величины.

Если, например, надо поднять 200 кг, то для удаления от Солнца надо не менее чем 2400 кг взрывчатых веществ.

Заметим, что кислород можно дешево добывать из атмосферы ожижением воздуха и дальнейшим испарением из него азота. Это так и делается теперь. Водород можно добывать ожижением светильного газа. Сначала ожижаются более сложные продукты с наибольшим молекулярным весом, а водород остается в газообразном виде. Можно даже оставить болотный газ, так как с кислородом он дает также соединения летучие (вода, углекислый газ) и, след[овательно], годные для ракеты. Итак, водород и кислород при фабричном производстве могут и не быть особенно дороги. Ожижение водорода затруднительно (пока), но вместо него можно взять с равным и даже лучшим успехом жидкие или ожиженные углеводороды, как этилен, ацетилен и т. п.

Для сохранения газов в жидком виде не нужно особенно крепких сосудов: они должны быть только немного крепче тех земных сосудов, в которых хранится вода.

Также взрывная труба сравнительно с обыкновенной пушкой чрезвычайно легка, так как в артиллерийской пушке взрыв почти моментален и в малую долю секунды взрывается сравнительно огромное количество вещества. Между тем как в нашей взрывной трубе в тот же малый промежуток времени взрывается лишь сравнительно ничтожная доля запаса, а весь он расходуется в течение нескольких минут (1—20 минут).

Если, например, весь снаряд со всем содержимым весит 1000 кг и временная тяжесть удесятерилась, то давление на основание трубы, т. е. в наиболее узкой ее части, будет составлять менее 10 тонн. Допустим, что площадь основания трубы, или площадь нормального сечения в наиболее узкой части, составит 100 кв. см, тогда давление взрывающихся газов в основании трубы будет менее 100 атмосфер. В других частях трубы давление будет тем меньше, чем они дальше от основания и более расширены. Легко вычислить теперь, что наибольшая толщина стенок трубы из стали не превышает 5 мм.

Относительно материала взрывной трубы ничего определенного теперь сказать нельзя. Укажем только на опыты, которые показали, что железо при температуре жидких газов, которые окружают нашу трубу, имеет огромную крепость [2]. Конечно, все знают, что железо плавится как воск в пламени гремучего газа. Но ведь точка плавления железа всего 1300° Ц [3]. Есть вещества более тугоплавкие; так, металл вольфрам имеет температуру

плавления в 3200° Ц. То же можем повторить и относительно взрывчатых элементов: кислород и водород мы брали только для примера.

Я принял в вычислениях удесятеренную временную тяжесть в ракете; но величина этой тяжести в наших руках, и мы даже можем сделать ее лишь немного больше земной (1), в особенности при наклонном или горизонтальном поднятии. Так, при горизонтальном движении снаряда и утроенной относительной тяжести утилизация взрывчатых веществ, сравнительно с моментальным взрывом, составляет $^8/_9$ (около 89%). Впрочем, есть средство сохранять вещи и животных и при огромной тяжести, о чем речь будет дальше.

Вообразим абсолютно невозможное: положим, что на тысячи или миллионы верст устроена прекрасная отвесная или наклонная дорога (например, зубчатая и т. п.) с вагонами, машинами и всеми приспособлениями для удобного путешествия за пределы атмосферы. Подымаясь по ней на известную высоту, мы потратим некоторое определенное количество работы. Совершая поднятие с помощью каких-либо двигателей, хотя бы и самых совершенных, при современном состоянии техники, мы используем не более 10% той химической энергии, которую захватим с собой в высоту в виде топлива.

Для поднятия на ту же высоту, но без лестниц и подъемных машин, с помощью нашего снаряда, как мы видели, утилизируется при разумном пользовании не менее 50% химической энергии соединения водорода с кислородом. Итак, с помощью воображаемых вертикальных дорог расходуется, по крайней мере, в пять (5) раз больше топлива, чем в реактивном приборе. Вывод этот справедлив лишь для поднятия на высоту, не меньшую 700 верст, когда утилизируется значительная часть энергии взрывчатых веществ.

Результат может быть совсем плачевный при малой относительной тяжести и при малом поднятии. Так, при временной тяжести, равной земной (1), и вертикальном положении взрывной трубы результатом является, при огромном, сравнительно, расходе взрывчатых веществ, двадцатиминутное стояние на одной высоте. При несколько большем ускорении ракеты (временная в ней тяжесть немного более единицы, т. е. земной тяжести) поднятие на несколько аршин в течение около 20 минут!!!

Такие жалкие реактивные явления мы обыкновенно и наблюдаем на Земле. Вот почему они никого не могли поощрить к мечтам и исследованиям. Только разум и наука могли указать на преобразование этих явлений в грандиозные, почти непостижимые чувству.

Вот главнейшие формулы, на основании которых сделаны все эти выводы:

$$V = W \ln\left(2 + \frac{M_2}{M_1}\right). \qquad (16)^{[4]}$$

Тут ln означает натуральный логарифм; V есть скорость снаряда или ракеты по окончании взрывания массы (M_2) взрывчатых веществ; M_1 есть масса снаряда со всем содержимым, кроме взрывчатых веществ. Полная масса равна: M_1+M_2; W есть относительная скорость[5] элемента охлажденных (расширением) продуктов горения, когда они вырываются наружу из жерла взрывной трубы. Относительно ракеты эта скорость не зависит от времени и места. Формула относится к среде без тяжести. Утилизация абсолютной энергии взрывчатых веществ ракетой в среде без тяжести выражается

$$\frac{M_1}{M_2} \cdot \left\{\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2. \tag{26}$$

Когда $\frac{M_2}{M_1}$ мало, то утилизация равна $\frac{M_2}{M_1}$. Тогда формула (16) выразится след[ующим] обр[азом]:

$$\frac{V}{W}=\frac{M_2}{M_1};$$

$$t=\frac{V}{p}. \tag{28}$$

есть время взрывания в такой среде[6]; p — постоянное ускорение снаряда от действия взрывания. Относительная или временная тяжесть, развившаяся в снаряде, выразится через отношение $\frac{p}{g}$, где g — ускорение земной тяжести у поверхности.

$$t=\frac{V_2}{p-g}, \qquad (31)^{[7}$$

где V_2 есть окончательная скорость (по прекращении взрыва) вертикально поднимающейся от Земли ракеты.

$$V=V_2\left(\frac{p}{p-g}\right); \tag{34}$$

$$V_2=W\left(1-\frac{g}{p}\right)\cdot\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right); \tag{35}$$

$$p_1=p-g, \tag{44}$$

где p_1 есть ускорение снаряда в среде тяжести при вертикальном движении.

Высота (h) поднятия в этом случае определяется формулой:

$$h=\frac{1}{2}p_1\cdot t^2=\frac{p-g}{2}\cdot t^2. \tag{45}$$

g считается постоянным, так как до израсходования взрывчатого материала снаряд поднимается на незначительную высоту сравнительно с радиусом Земли.

$$h = \frac{V_2^2}{2(p - g)}; \tag{46}$$

$$h = \frac{V^2}{2p} \cdot \left(1 - \frac{g}{p}\right); \tag{47}$$

$$\frac{T_1}{T} = 1 - \frac{g}{p}. \tag{51}$$

Здесь T_1 есть полезная работа взрывчатых веществ в среде тяжести, а T — в среде без тяжести.

$$\frac{M_3}{M_1} = (1 + q)^2 - 1; \tag{62}$$

$$q = \frac{M_2}{M_1}.$$

Эта формула показывает относительное количество взрывчатых веществ $\left(\frac{M_3}{M_1}\right)$, потребное не только для приобретения скорости в среде без тяжести, но и для потери ее путем обратного взрывания. Если q мало, то $\frac{M_3}{M_1} = 2q$.

То же самое, но для поднятия в среде тяжести и обратного безопасного спуска.

$$\frac{M_4}{M_1} = \left(1 + \frac{pq}{p - g}\right)^2 - 1. \tag{66}$$

Опять, если q или $\frac{M_2}{M_1}$ мало, то

$$\frac{M_4}{M_1} = 2q \cdot \left(\frac{p}{p - g}\right).$$

Полезная работа при горизонтальном движении ракеты гораздо больше, чем при вертикальном. Отношение ее к полезной работе в среде без тяжести равно

$$1 - \left(\frac{g}{p}\right)^2. \tag{73}$$

Потеря составляет $\left(\frac{g}{p}\right)^2$, между тем как при вертикальном движении потеря равна $\frac{g}{p}$.

$$\left[\frac{T_1}{T}\right] = 1 + \left(\frac{g}{p}\right)^2 + 2\cos\gamma\cdot\frac{g}{p} - \cos\alpha\cdot\frac{g}{p}\sqrt{1+\frac{g^2}{p^2}+2\cos\gamma\cdot\frac{g}{p}}. \quad (83)$$

Это выражение определяет утилизацию при наклонном поднятии в среде тяжести по отношению к энергии, полученной ракетой в среде без тяжести. Тут α есть угол между направлением ракетного пути и идущей вниз вертикалью; β — угол того же ракетного пути с направлением взрывания или направлением взрывной трубы; α больше прямого угла, β — меньше; $\gamma = \alpha + \beta$.

Легко показать, что выражение [83] дает оба частных случая, т. е. (51) и (73).

Предыдущее выражение можно упростить, если наклон пути ракеты с горизонтом не превышает 10°; тогда получим:

$$\left[\frac{T_1}{T}\right] = 1 - \frac{g^2}{p^2} - 0{,}02\cdot\frac{g}{p}N. \quad (87)$$[8]

Тут N означает в градусах наклон траектории ракеты с горизонтом.

3. Работа тяготения при удалении от планеты

Очень простым интегрированием можем получить следующее выражение для работы T, необходимой для удаления единицы массы[9] от поверхности планеты радиуса r_1 на высоту h:

$$T = \frac{g_1}{g}\cdot r_1\left(1 - \frac{r_1}{r_1+h}\right).$$

Здесь g_1 означает ускорение тяжести на поверхности данной планеты, а g — ускорение земной тяжести на поверхности Земли.

Положим в этой формуле h равным бесконечности. Тогда определим наибольшую работу при удалении единицы массы с поверхности планеты в бесконечность и получим

$$T_1 = \frac{g_1}{g}\cdot r_1.$$

Заметив, что $\frac{g_1}{g}$ есть тяжесть на поверхности планеты по отношению к тяжести Земли, видим, что работа, потребная для удаления единицы массы от поверхности планеты на бесконечно большое расстояние, равна работе поднятия этой же массы от поверхности на один радиус планеты,

если допустить, что сила тяжести на ней не уменьшается с удалением от поверхности.

Таким образом, хотя пространство, куда проникает сила тяготения любой планеты, безгранично, однако сила эта представляет как бы стену или сферу ничтожного сопротивления, облекающую кругом планету на величину ее радиуса. Одолейте эту стену, прошибите эту неуловимую равноплотную оболочку — и тяготение побеждено на всем его бесконечном протяжении.

Из последней формулы видно, что предельная работа (T_1) пропорциональна силе тяжести g_1 у поверхности планеты и величине ее радиуса.

Для равноплотных планет, т. е. для планет одной плотности, напр[имер], с земной (5,5), сила тяжести у поверхности, как известно, пропорциональна радиусу планеты и выражается отношением радиуса (r_1) планеты к радиусу Земли (R).

Следовательно, $\frac{g_1}{g} = \frac{r_1}{R}$ и $T_1 = \frac{r_1}{R} \cdot r_1 = \frac{r_1^2}{R}$.

Значит, предельная работа (T_1) чрезвычайно быстро уменьшается с уменьшением радиуса (r_1) планеты, именно, как ее поверхность.

Так, если эта работа для земного шара ($r_1 = R$) равна R, или 6 366 000 килограммометров [10], то для планеты с диаметром в 10 раз меньшим она равна 63 660 килограммометров (единица массы — килограмм).

Но и для Земли, с некоторой точки зрения, она не очень велика. В самом деле, если считать теплопроизводительность нефти в 10 000 калорий, что довольно верно, то энергия этого горения выразится механической работой в 4 240 000 килограммометров [11] на 1 килограмм горючего материала.

Выходит, что для предельного удаления единицы массы от поверхности нашей планеты требуется работа, которая содержится потенциально в полутора массовых единицах нефти.

Так, в применении к человеку, весящему 70 кг, получим количество нефти в 105 кг.

Недостает только уменья воспользоваться этой могучей энергией химического сродства.

Становится все-таки более понятным, почему увосьмеренное количество взрывчатого материала сравнительно с весом снаряда может помочь последнему вполне одолеть силу земного тяготения.

По Ланглею, квадратный метр, освещенный нормальными лучами Солнца, дает в минуту 30 калорий, или 12 720 килограммометров [12].

Чтобы получить всю работу, потребную для победы одного килограмма над тяжестью Земли, нужно пользоваться квадратным метром, освещенным лучами в течение 501 минуты, или 8 с лишком часов.

Все это очень немного; но при сравнении человеческой силы с силой притяжения последняя нам покажется огромной. . .

Так, допустим, что человек каждую секунду подымается по прекрасно устроенной лестнице на высоту 20 см (около $4^1/_2$ вершка).

Тогда предельная работа будет им совершена только в течение 500 дней тяжкого труда, если на ежедневный отдых подарим 6 часов. При употреблении для поднятия лошадиной силы сократим работу в 5 раз.

При 10 лошадиных силах понадобится только 10 дней, а при непрерывной работе — около недели.

При той работе, которую поглощает летящий аэроплан (70 сил), довольно одного дня.

Для большинства астероидов и для марсовых лун эта работа полного одоления тяжести поразительно мала. Так, луны Марса не имеют в диаметре больше 10 км. Если принять для них земную плотность $5^1/_2$, то работа T_1 составит не более 4 килограммометров, т. е. соответствует поднятию на березу в 2 сажени высотой. Если бы на нашей Луне, на Марсе оказались разумные существа, то победа над тяжестью для них была бы гораздо легче, чем для жителей Земли.

Так, для Луны T_1 в 22 раза меньше, чем для Земли. На крупных планетоидах и спутниках планет победа над беспредельным пространством или, вернее, над пространством, окружающим Солнце или планеты [13], была бы пустяками с помощью описанных мною реактивных приборов. Напр[имер], на Весте T_1 в 1000 раз меньше, чем на Земле. Поперечник Весты равен 375 верстам. Поперечник Метиссы около 100 верст, а T_1 в 15 000 раз меньше.

Но это громаднейшие астероиды; большинство в 5—10 раз меньше. Для них T_1 в миллионы раз меньше, чем для Земли.

Из предыдущих формул найдем для всякой планеты

$$\frac{T}{T_1} = \frac{h}{h + r_1} = \frac{\frac{h}{r_1}}{1 + \frac{h}{r_1}}.$$

Мы здесь выразили работу поднятия T на высоту h от поверхности планеты радиуса r_1 по отношению к полной наибольшей работе T_1. По этой формуле вычислим:

$\frac{h}{r_1} =$	$\frac{1}{10}$	$\frac{1}{5}$	$\frac{1}{4}$	$\frac{1}{3}$	$\frac{1}{2}$	1	2	3	9	99	бескон.
$\frac{T}{T_1} =$	$\frac{1}{11}$	$\frac{1}{6}$	$\frac{1}{5}$	$\frac{1}{4}$	$\frac{1}{3}$	$\frac{1}{2}$	$\frac{2}{3}$	$\frac{3}{4}$	$\frac{9}{10}$	$\frac{99}{100}$	1.

Первая строка показывает поднятие в радиусах планеты; вторая — соответствующую работу, принимая работу полного одоления тяжести за

единицу. Напр[имер], для удаления от поверхности планеты на один ее радиус нужно совершить половину полной работы, а для удаления в бесконечность — только вдвое более (1).

4. Скорость, необходимая телу для удаления от планеты

Так как мы часто давали скорости, приобретаемые ракетой от действия взрывчатых веществ, то интересно знать, каковы они должны быть, чтобы одолеть сопротивление тяготения.

Мы опять не будем приводить банальных вычислений, с помощью которых скорости эти определяются, и ограничимся только выводами.

Так, скорость V_1, потребная для поднятия ракеты на высоту h и получения после этого скорости V, равна

$$V_1 = \sqrt{V^2 + \frac{2g_1 r_1 h}{r_1 + h}}.$$

Если тут положить, что $V = 0$, т. е. если тело движется вверх до остановки силою тяжести, то найдем

$$V_1 = \sqrt{\frac{2g_1 r_1 h}{r_1 + h}}.$$

Когда h бесконечно велико, т. е. если поднятие беспредельно, и конечная скорость нуль, то необходимая для того у поверхности планеты скорость выразится:

$$V_1 = \sqrt{2g_1 r_1}.$$

По этой формуле вычислим для Земли: $V_1 = 11\,170$ м в 1 секунду, или в 5 раз быстрее наибыстрейшего пушечного ядра при его вылете из жерла.

Для нашей Луны $V_1 = 2373$ м [в сек.], т. е. это близко к скорости ядра и скорости молекул водорода. Для планеты Агаты, имеющей 6 верст в диаметре и плотность, не большую плотности Земли (5,5), V_1 менее 5,7 м в 1 секунду; такую же почти скорость V_1 найдем и для спутников Марса. На этих телах солнечной системы достаточно слегка разбежаться, чтобы навсегда освободиться от силы их тяготения и сделаться самостоятельной планетой.

Для планет, равноплотных с Землей, получим

$$V_1 = r_1 \sqrt{\frac{2g}{R}},$$

где g и R относятся к земному шару. Из формулы видно, что предельная скорость бросания (V_1) в этом случае пропорциональна радиусу r_1 данной планеты.

Так, для наибольшего планетоида — Весты, поперечник которой близок к 400 км, найдем, что $V_1 = 324$ м в секунду.

Это значит, что даже ружейная пуля оставляет навсегда Весту и делается аэролитом, кружащимся вокруг Солнца.

Последняя формула удобна для быстрого соображения о скоростях бросания на разной величины равноплотных планетах. Так, Метисса, один из крупных астероидов, имеет диаметр раза в 4 меньше, чем Веста; и скорость поэтому будет во столько же раз меньше, т. е. около 80 м в секунду.

Вечное кружение вокруг планеты требует работы вдвое меньшей и скорости в $\sqrt{2} = 1{,}41\ldots$ раз меньше, чем для удаления в бесконечность.

5. Время полета

Мы не будем тут приводить весьма сложных формул, определяющих время полета снаряда. Тем более, что это вопрос не новый и решенный, и мы будем только повторять известное.

Воспользуемся лишь одним выводом, чрезвычайно простым и полезным для решения простейших задач о времени движения ракеты.

Для времени t падения неподвижного сначала тела на планету (или Солнце), сосредоточенную в одну точку (при той же массе), найдем

$$t = \frac{r_2}{r_1}\sqrt{\frac{r_2}{2g_1}}\left\{\sqrt{\frac{r_2}{r}-1} + \arcsin\sqrt{\frac{r}{r_2}}\right\}.$$

Тут r_2 означает расстояние, с которого тело начинает падение; r есть величина этого падения; r_1— радиус планеты, а g_1— ускорение тяжести в это время у ее поверхности.

Та же формула, конечно, выражает и время поднятия от $r_2 - r$ до r_2, когда тело теряет всю свою скорость.

Если положить, что $r = r_2$, т. е. если определить время падения до центра сосредоточенной планеты, то получим из последней формулы

$$t = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{r_2}{r_1}\sqrt{\frac{r_2}{2g_1}}.$$

При обыкновенных условиях эта формула дает также, приблизительно, и время падения до поверхности планеты или время поднятия ракеты с этой поверхности до остановки.

С другой стороны, время полного кругового обращения какого-нибудь тела, напр[имер] снаряда, вокруг планеты (или Солнца) равно:

$$t_1 = 2\pi\frac{r_2}{r_1}\sqrt{\frac{r_2}{g_1}},$$

где r_1— радиус планеты с ускорением g_1 у поверхности, а r_2— расстояние тела от ее центра.

Сравнивая обе формулы, найдем

$$t_1 : t = 4\sqrt{2} = 5{,}657.$$

Стало быть, отношение времени обращения какого-нибудь спутника ко времени его центрального падения на планету, сосредоточенную в одну точку, равно 5,66.

Итак, чтобы получить время падения какого-нибудь небесного тела (напр[имер], нашей ракеты) на центр (или, приблизительно, на поверхность), вокруг которого оно обращается, надо время звездного обращения этого тела по кругу разделить на 5,66.

Так, узнаем, что Луна падает до Земли 4,8 суток, а Земля до Солнца — $64^1/_4$ суток.

Наоборот, ракета, брошенная с Земли и остановившаяся на расстоянии Луны, летела бы в течение 4,8 суток, или около 5 дней.

Также ракета, брошенная с Солнца и остановившаяся под влиянием могучей силы его тяготения и недостаточной скорости ракеты на расстоянии Земли, употребила бы на свой полет около 64 суток, или 2 месяца с лишком.

[6.] СОПРОТИВЛЕНИЕ АТМОСФЕРЫ

Определим работу рассечения воздуха ракетой при обыкновенном прямолинейном равномерно-ускоренном ее движении; должны принять в расчет и переменную плотность (d) атмосферы на разных высотах.

Она равна (см. мое соч[инение] «Аэростат и аэроплан», 1905 г.)

$$d = d_1 \left\{1 - \frac{d_1 h}{2(A+1)\cdot f}\right\}^{2A+1}, \qquad (1)$$

где

$$A = \frac{d_1 M T_1 C}{f}. \qquad (2)$$

В этих формулах d_1 есть плотность воздуха у уровня океана ($d_1 = 0{,}0013$); h — высота положения снаряда, или высота рассматриваемой части атмосферы; f — давление воздуха при уровне океана на единицу площади ($f = 10{,}33$ тонны на 1 кв. метр); M — механический эквивалент тепла ($M = 424$ тоннометра)[14], T_1— температура абсолютного нуля ($T_1 = 271$) [15]; C — теплоемкость воздуха при постоянном объеме ($C = 0{,}169$); так что $A = 2{,}441$, и первая формула примет вид

$$d = d_1 \left(1 - \frac{h}{h_1}\right)^a; \qquad (3)$$

тут

$$a = 2A + 1 = 5{,}88, \tag{4}$$

а $h_1 = 54\,540$ м и выражает предельную теоретическую высоту атмосферы на принятых основаниях. Действительно, если в формуле (1) $d = 0$, то h будет выражать высоту атмосферы; но тогда из (1) получим:

$$h = \frac{2(A+1)f}{d_1}. \tag{5}$$

Означив эту высоту через h_1, получим формулу (3).

Хотя эта высота в $54^1/_2$ км и чрезмерно мала, как видно из наблюдений над падающими звездами, однако несомненно, что атмосфера выше 54 км уже настолько разрежена, что ее сопротивлением смело можно пренебречь. В самом деле, если вычислить плотность воздушной оболочки на этой высоте, предполагая постоянную температуру, как у уровня океана, и, следовательно, беспредельность атмосферы, то и в таком случае найдем $\frac{d}{d_1} = 0{,}001$, т. е. на этой высоте воздух разрежен в 1000 раз, и, значит, выше 54 км не остается более одной тысячной (0,001) массы всей атмосферы.

Но благодаря понижению температуры эта оставшаяся масса несравненно меньше.

Дифференциал работы (T) сопротивления выражается

$$dT = Fdh, \tag{6}$$

где F означает сопротивление воздуха движению снаряда. Оно равно

$$F = \frac{kSdV^2}{2g \cdot U}. \tag{7}$$

Здесь k есть коэффициент, равный, по Ланглею, 1,4; S есть площадь наибольшего поперечного сечения снаряда; d — плотность воздуха в том месте, где в данный момент движется ракета; d, конечно, есть величина переменная, потому что с увеличением высоты места плотность воздуха быстро падает; V — скорость движения снаряда; g — ускорение земной тяжести у поверхности планеты ($g = 9{,}8$); U — утилизация или полезность формы ракеты — число, показывающее, во сколько раз уменьшается сопротивление, благодаря птицеподобной форме снаряда, сравнительно с сопротивлением площади его наибольшего поперечного сечения; это U — тоже величина переменная, которая, как показали многочисленные опыты, увеличивается с увеличением скорости V движущегося тела; кстати сказать, что она увеличивается и с его размерами.

Впрочем, U мы примем за величину постоянную, так как ее зависимость от скорости V — вопрос очень спорный.

Далее, так как сопротивление воздуха в сравнении с давлением на ракету взрывчатых веществ невелико (около 1% и менее), то скорость V снаряеа можем принять равной

$$V = \sqrt{2p - g) \cdot h},$$

где $(p - g)$ есть истинное ускорение снаряда в 1 секунду. Это положение, прибавляя скорость, увеличивает работу сопротивления атмосферы и, следовательно, уравнивает погрешность от сокращения высоты атмосферы.

На основании третьего уравнения и трех последних формул получим

$$dT = b\left(1 - \frac{h}{h_1}\right)^a \cdot h \cdot dh, \tag{9}$$

тут

$$b = \frac{kd_1S\,(p - g)}{Ug} \tag{10}$$

и

$$a = 5{,}88. \tag{4}$$

Интегрируя по частям и определяя постоянное, найдем

$$T = b\left\{\frac{h_1^2}{(a+1)(a+2)}\left[1 - \left(1 - \frac{h}{h_1}\right)^{a+2}\right] - \frac{h_1h}{a+1}\left(1 + \frac{h}{h_1}\right)^{a+1}\right\}. \tag{11}$$

Если здесь положим, что $h = h_1$, то получим полную работу (T_1) сопротивления атмосферы. Именно:

$$T_1 = \frac{bh_1^2}{(a+1)(a+2)}\ . \tag{12}$$

Положим: $k = 1{,}4$; $d = 0{,}0013$; $S = 2$ кв. м; $\frac{p}{g} = 10$; $g = 9{,}8$ м [в сек.^{2}]; $U = 100$; тогда $b = 0{,}0003276$; $a = 5{,}88$ и $h_1 = 54\ 540$ м. Теперь по (12) вычислим $T_1 = 17\ 975$ тоннометров.

Работа 1 тонны взрывчатых веществ, при получении из водорода и кислорода одной тонны воды, равна 1 600 000 тоннометров. Если бы снаряд со всеми приспособлениями и путешественниками весил тонну, а взрывчатый запас составлял ушестеренное количество, или 6 тонн, то ракета захватила бы с собою потенциальную энергию в 9 600 000 тоннометров. В механическую работу движения ракеты превращается более половины тэой энергии.

Стало быть, работа сопротивления атмосферы составляет в этом случае лишь около $^1/_{3000}$ работы тяготения. То же можем получить, сравнив прямо работу сопротивления атмосферы (17 975) с полной работой тяготения (6 336 000). Найдем около $^1/_{353}$.

Привожу тут таблицу, показывающую, по принятым нами условиям, время в секундах от начала вертикального полета, соответствующую секундную скорость ракеты в метрах, высоту поднятия в тех же метрах, плотность окружающего воздуха, приняв плотность у уровня океана за единицу и равномерное понижение с высотою температуры в 5° Ц.

t	V	h	d	t	V	h	d
0	0	0	1	20	1800	18 000	1 : 10,63
1	90	45	—	30	2700	40 500	1 : 28,28
2	180	180	—	40	3600	72 000	Близка к нулю
3	270	405	—	50	4500	112 500	»
5	450	1 125	1 : 1,13	70	6300	220 500	0
7	630	2 205	—	100	9000	450 000	0
10	900	4 500	1 : 1,653	113	9990	574 600	0
15	1350	10 125	—				

Все время взрывания, при ушестеренном количестве взрывчатого вещества, продолжается 113 секунд, причем в конце этого времени тело приобретет скорость в 9990 м и подымется на высоту 575 км; дальнейшее поднятие будет совершаться по инерции.

Работа сопротивления атмосферы весьма мала; потеря же при вертикальном движении от силы тяжести не представляет столь малой величины; именно, первая потеря в 35 раз меньше, чем вторая. Поэтому выгодно наклонять путь движения ракеты с тем, чтобы, увеличив в несколько раз величину сравнительно малую, т. е. сопротивление воздуха, уменьшить в то же время величину сравнительно значительную, т. е. потерю энергии от влияния тяжести.

Нетрудно видеть, что работа сопротивления атмосферы, приблизительно, пропорциональна cosec (α — 90°) [16], где (α— 90°) есть угол наклонения движения снаряда к горизонту.

Даем тут таблицу [см. стр. 184] [17], для составления которой нам послужил предыдущий закон, довольно верный при некотором удалении от горизонтального полета [18].

Первый столбец показывает уклонение полета от горизонта в градусах; четвертый — сумму всех потерь, когда полезность U формы ракеты принята за 100; последний — сумму потерь, если полезность U формы принять в 25.

По столбцу 4-му наиболее выгодный наклон к горизонту заключается между 10 и 15 градусами; при утилизации формы, в 4 раза меньшей,

наивыгоднейший наклон уже будет 15—30 градусов. В первом случае потеря составляет 0,044 всей энергии движения ракеты, усвоенной ею от взрывчатых веществ в среде без тяжести или около $4^1/_2$ %. Во втором — потеря равна 0,079, или около 8% [19].

α — 90 град.	Потеря		Сумма потерь	Потеря, если полезность формы $U = 25$	Сумма потерь
	от тяжести	от атмосферы $U = 100$			
0	0,010	—	—	—	—
2	0,014	0,0834	0,0974	0,328	0,342
5	0,020	0,0341	0,0541	0,136	0,156
10	0,027	0,0171	0,0441	0,068	0,095
15	0,035	0,0115	0,0465	0,044	0,079
20	0,045	0,00868	0,05618	0,035	0,080
30	0,057	0,00594	0,06294	0,024	0,081
40	0,070	0,00462	0,07462	0,018	0,088
45	0,075	0,00420	0,07920	0,017	0,092
90	0,100	0,00297	0,10297	0,012	0,112

В среде без тяжести, при ушестеренном количестве взрывчатых веществ (сравнительно с весом всего остального), утилизируется 0,63 всей их скрытой энергии.

Уничтожив, в худшем случае, 8% этого числа, найдем что при наклонном движении можно использовать 58% всей химической энергии взрывчатого материала.

Работу сопротивления воздуха можно уменьшить в несколько раз, если начать полет с вершины высочайших гор, или, подняв ракету с помощью воздушного корабля на значительную высоту, начать полет оттуда. Так, полет с высоты 5 верст уменьшает работу сопротивления воздуха вдвое, а полет с десятиверстной высоты — вчетверо.

[7.] КАРТИНА ПОЛЕТА.

Относительные явления

Хотя до путешествия в пространство «ой как далеко», но допустим, что все готово: изобретено, осуществлено, испытано, и мы уже устроились в ракете и приготовились к поднятию, а наши приятели наблюдают за нами.

Мы будем относить явления к ракете, наши знакомые — к Земле, астрономы Марса — к своей планете и т. д. Все эти явления будут относительны

и совсем неодинаковы, потому что всякого рода явления зависят, между прочим, и от формы движения тела, к которому относятся явления.

Мы, отправившись в путь, будем испытывать весьма странные, совсем чудесные, неожиданные ощущения, с описания которых и начнем.

Подан знак; началось взрывание, сопровождаемое оглушительным шумом. Ракета дрогнула и двинулась в путь. Мы чувствуем, что страшно отяжелели. Четыре пуда моего веса превратились в 40 пудов. Я повалился на пол, расшибся вдребезги, может быть, даже помер; тут уже не до наблюдений! Есть средства перенести такую ужасную тяжесть, но, так сказать, в упакованном виде или же в жидкости (об этом после).

Погруженные в жидкость мы также едва ли будем склонны к наблюдениям. Как бы то ни было, тяжесть в ракете, по-видимому, увеличилась в 10 раз. Об этом нам бы возвестили: пружинные весы или динамометр (фунт золота, повешенные на их крюк, превратился в 10 фунтов), ускоренные качания маятника (в 3 с лишком раза более частые), более быстрое падение тел, уменьшение величины капель (диаметр их уменьшается в 10 раз), утяжеление всех вещей и много других явлений (см. формулы после 28).

Если бы плотность Земли увеличилась в 10 раз или если бы мы попали на планету, где притяжение в 10 раз больше, чем на Земле, то мы ничем не отличили бы явлений в ракете от явлений на планете с усиленной тяжестью. Она могла бы быть меньше в ракете, но тогда время взрывания будет больше, хотя ракета подымется, при той же затрате материала, на меньшую высоту или приобретет меньшую скорость. Мы разбираем случай вертикального поднятия, когда направление относительной тяжести, как на Земле. При наклонном взлете мы могли бы заметить изменение направления относительной тяжести не более чем на 90°; а при наивыгоднейшем взлете — на 75—80° сравнительно с направлением ее на Земле в данном месте.

Если бы в таком случае мы выглянули из окна ракеты, то Земля нам показалась бы почти вертикальной стеной, уходящей с одной стороны, в небо, а с другой — в бездну (в провал).

Испытываемая нами адская тяжесть будет продолжаться 113 секунд. или около 2 минут, пока не окончится взрывание и его шум. Затем, когда наступает мертвая тишина, тяжесть так же моментально исчезает, как и появилась. Теперь мы поднялись за пределы атмосферы, на высоту 575 км. Тяжесть не только ослабла, она испарилась без следов: мы не испытываем даже земного тяготения, к которому привыкли, как к воздуху, но которое для нас совсем не так необходимо, как последний, 575 километров — это очень мало — это почти у поверхности Земли, и тяжесть должна бы уменьшиться весьма незначительно. Оно так и есть. Но мы имеем дело с относительными явлениями, и для них тяжести не существует.

Сила земного тяготения действует одинаково на ракету и находящиеся

в ней тела. Поэтому нет разницы в движении ракеты и помещенных в ней тел. Их уносит один и тот же поток, одна и та же сила, и для ракеты как бы нет тяжести.

В этом мы убеждаемся по многим признакам. Все не прикрепленные к ракете предметы сошли со своих мест и висят в воздухе, ни к чему не прикасаясь; а если они и касаются, то не производят давления друг на друга или на опору. Сами мы также не касаемся пола и принимаем любое положение и направление: стоим и на полу, и на потолке, и на стене; стоим перпендикулярно и наклонно; плаваем в середине ракеты, как рыбы, но без усилий, и ни к чему не касаясь; ни один предмет не давит на другой, если их не прижимать друг к другу.

Вода не льется из графина, маятник не качается и висит боком. Громадная масса, привешенная на крючок пружинных весов, не производит натяжения пружины, и они всегда показывают нуль.

Рычажные весы тоже оказываются бесполезны: коромысло их принимает всякое положение, безразлично и независимо от равенства или неравенства грузов на чашках. Золото нельзя продавать на вес. Нельзя обычными, земными способами определить массу.

Масло, вытряхнутое из бутылки с некоторым трудом (так как мешало давление или упругость воздуха, которым мы дышим в ракете), принимает форму колеблющегося шара; через несколько минут колебание прекращается, и мы имеем превосходной точности жидкий шар; разбиваем его на части — получаем группу из меньших шаров разной величины. Все это ползет в разные стороны, расползается по стенам и смачивает их.

Ртутный барометр поднялся доверху, и ртуть наполнила всю трубку.

Двухколенный сифон не переливает воду.

Выпущенный осторожно из рук предмет не падает, а толкнутый — двигается прямолинейно и равномерно, пока не ударится о стенку или не наткнется на какую-нибудь вещь, чтобы снова прийти в движение, хотя с меньшей скоростью. Вообще, он в то же время вращается, как детский волчок. Даже трудно толкнуть тело, не сообщив ему вращения.

Нам хорошо, легко, как на нежнейшей перине, но кровь немного приливает в голову; для полнокровных вредно.

Мы способны к наблюдению и размышлению. Несмотря на то, что могучая рука Земли с страшною силою непрерывно тормозит подъем снаряда, т. е. сила земного тяготения не прекращается ни на один момент, в ракете мы ощущаем то же,что и на планете, сила тяжести которой исчезла какимнибудь чудом или парализована центробежной силой.

Все так тихо, хорошо, покойно. Открываем наружные ставни всех окон и смотрим через толстые стекла во все шесть сторон. Мы видим два неба, два полушара, составляющих вместе одну сферу, в центре которой мы, как будто, находимся. Мы как бы внутри мячика, состоящего из двух разноцветных половин. Одна половина — черная — со звездами и Солн-

цем; другая — желтоватая — со множеством ярких и темных пятен и с обширными, не столь яркими пространствами. Это Земля, с которой мы только что простились. Она не кажется нам выпуклой, в качестве шара, а напротив, по законам перспективы, вогнутой, как круглая чаша, во внутренность которой мы смотрим.

В марте месяце мы полетели с экватора в полуденное время, и Земля поэтому занимает почти полнеба. Полетев вечером или утром, мы увидели бы, что она покрывает четверть неба в виде гигантского изогнутого серпа; в полночь мы увидели бы только зону или кольцо, сияющее пурпуровым цветом — цветом зари, и разделяющее небо пополам: одна половина без звезд, почти черная, чуть красноватая; другая — черная, как сажа, усеянная бесчисленным множеством весьма сравнительно ярких, но не мерцающих звезд.

По мере удаления от поверхности Земли и поднятия в высоту, зона становится все меньше и меньше, но зато все ярче и ярче. Земной шар, в этом ли виде, или в виде серпа или чаши, как будто уменьшается, между тем как мы обозреваем (абсолютно) все бóльшую и бóльшую часть его поверхности. Вот он нам представляется в виде огромного блюда, которое, постепенно уменьшаясь, превращается в блюдечко. Далее в виде луны.

Верха и низа в ракете собственно нет, потому что нет относительной тяжести, и оставленное без опоры тело ни к какой стенке ракеты не стремится, но субъективные ощущения верха и низа все-таки остаются. Мы чувствуем верх и низ, только места их сменяются с переменою направления нашего тела в пространстве. В стороне, где наша голова, мы видим верх, а где ноги — низ. Так, если мы обращаемся головой к нашей планете, она нам представляется в высоте; обращаясь к ней ногами, мы погружаем ее в бездну, потому что она кажется нам внизу. Картина грандиозная и на первый раз страшная; потом привыкнешь и на самом деле теряешь понятие о верхе и низе.

Наблюдающие нас с Земли приятели увидели, как ракета загудела и, сорвавшись с своего места, полетела к верху, подобно падающему камню, только в противоположную сторону и в 10 раз энергичнее. Скорость ракеты к небу все возрастает, но заметить это трудно вследствие быстрого ее движения. По истечении секунды ракета уже поднялась на высоту в 45 м; через 5 секунд — она уже на высоте версты, через 15 секунд — на 10 верст, ее уже едва мы замечаем в виде тонкой вертикальной черточки, быстро устремляющейся к верху. Через полминуты она уже на высоте 40 км, но мы продолжаем ее свободно видеть невооруженными глазами, потому что, благодаря все возрастающей быстроте движения, она нагрелась добела (как аэролит), и ее предохранительная тугоплавкая и неокисляющаяся оболочка светит, как звезда. Более минуты продолжался этот звездоносный полет; затем все понемногу исчезает, потому что, выйдя из атмосферы, ракета уже не трется о воздух, охлаждается

и понемногу гаснет. Теперь ее можно разыскать только с помощью телескопа.

Жар не проник до нас, сидящих в ракете, так как мы предохранены были от нагревания трудно проводящим тепло слоем и, кроме того, у нас был могучий источник холода: испарение жидких газов. И предохранять-то нужно было одну, две минуты.

Кажущееся отсутствие тяжести в снаряде продолжается все время, пока нет взрывания и пока ракета не вращается: она удаляется от Земли у самой ее поверхности; ракета двигается на громадном расстоянии от своей планеты по той или другой кривой,— тяжести нет; ракета мчится вокруг Солнца, она летит к звездам, подвергается сильному или слабому влиянию всех солнц и всех планет,— тяжести не замечается; все явления, свойственные среде, лишенной силы тяжести, наблюдаются в ракете и около нее по-прежнему. Этот вывод не строго точен, но, приблизительно, он верен; влияние его неточности не только нельзя констатировать в пределах ракетного пространства, но даже на десятки, сотни, а иногда и тысячи верст кругом него. Некоторое, небольшое влияние имеет еще сила притяжения самой ракеты, ее людей и наблюдаемых ими взятых с собою предметов. Но их взаимное действие очень мало и обнаруживается перемещением строго неподвижных (конечно, относительно) тел лишь в течение часов. Если же вещи имеют хотя ничтожное движение, влияние ньютонова тяготения нельзя обнаружить.

[8.] КРУГОМ ЗЕМЛИ

Можно, ограничив взрывание, подняться только до желаемой высоты; тогда, потеряв почти всю скорость, чтобы не упасть обратно на планету, мы поворачиваем снаряд с помощью вращающихся внутри ракеты тел и производим новое взрывание в направлении, перпендикулярном к первоначальному.

Опять родится относительная тяжесть; только в этом случае мы можем ограничиться весьма малой ее величиной; опять повторятся все хорошо известные явления среды тяжести; снова они исчезнут; наступят тишина и мир, но ракета уже будет обеспечена от падения; она приобретет скорость, нормальную к радиусу-вектору, т. е. по окружности, как Луна, и будет, подобно последней, вечно вращаться вокруг Земли (об этом в главе: «Кривые движения снаряда [и его скорость]»).

Теперь мы можем совершенно успокоиться, так как ракета приобрела «прочное» положение: она стала спутником Земли.

С ракеты виден громадный шар планеты в том или другом фазисе, как Луна. Видно, как поворачивается шар, как показывает в несколько часов все свои стороны последовательно. Чем он ближе к ракете, тем громаднее кажется, тем вогнутая, распростертая по небосклону форма его причуд-

ливей, тем более блеску он дает своему спутнику (ракете), тем последний кружится скорее вокруг своей матери — Земли. Это расстояние может быть так мало, что обход вокруг нее будет совершаться в два часа, и мы будем смотреть на разные точки Земли в течение нескольких минут с разных сторон и очень близко. Картина эта до такой степени величественна, привлекательна, бесконечно разнообразна, что я от всей души желаю себе и вам ее посмотреть. При таком двухчасовом обороте каждые два часа ракета затмевается, погружаясь в земную тень и ночь. Последняя продолжается менее часа; затем более часа светит Солнце, чтобы уступить место тьме.

Если бы мы хотели воспользоваться большим количеством света, т. е. более продолжительным днем, то должны или удалиться от Земли или вращаться не по направлению экватора, а по направлению меридиана, чтобы путь наш пересекал полюсы Земли. В таком случае, т. е. когда орбита ракеты нормальна к лучам Солнца, даже сравнительно на небольшом расстоянии от планеты, мы пользуемся длинным днем, продолжающимся месяц и более: картины же Земли еще разнообразнее, еще очаровательнее и неожиданнее, потому что будут рельефно видны края освещенной части Земли, притом быстро движущиеся. Особенно хорошо были бы рассмотрены полюсы.

Своего ракетного движения мы не сознаем, как не сознаем движения Земли (когда на ней находимся), и нам представляется, что сама планета мчится кругом нас вместе со всем волшебным небосклоном: ракета для наших чувств становится центром вселенной, как некогда Земля!..

[9.] КРИВЫЕ ДВИЖЕНИЯ СНАРЯДА И ЕГО СКОРОСТЬ

При вертикальном поднятии ракеты и отсутствии вращения Земли относительный путь ракеты будет простейшим: это — прямая линия, более или менее длинная в зависимости от количества взрывчатых веществ.

Таков путь ракеты и при бросании ее с полюсов вращающейся планеты, пренебрегая влиянием других небесных тел. Когда количество взрывчатого материала в 8 раз больше массы снаряда, путь ракеты, имея начало на поверхности Земли, не имеет конца с другой стороны: он бесконечен, и ракета никогда не возвратится на Землю, предполагая, конечно, отсутствие небесных тел или их тяготения.

В применении к Земле наименьшая скорость для бесконечного от нее удаления равна 11 170 м в секунду [20], или более 10 верст в 1 секунду.

Слабое вращение планеты, какое видим у всех средних и малых планет солнечной системы, начиная с Земли, весьма мало изменяет прямизну пути; именно путь ракеты превращается в весьма удлиненный эллипс,

в случае возвращения снаряда на Землю, и в параболу или гиперболу — в случае бесконечного удаления.

Говоря о траектории снаряда, мы не имели в виду сравнительно короткую ее часть, соответствующую времени взрывания, которая, впрочем, тоже близка к прямой линии, если направление взрывания не меняется.

Сначала, в течение времени взрывания, движение ракеты быстро ускоряется. Далее скорость изменяется уже более медленно — только под влиянием силы тяготения. Именно: при поднятии или удалении от центра планеты скорость, приобретенная снарядом при взрывании, уменьшается; при приближении, или падении,— увеличивается.

При бесконечном удалении, в течение нескончаемого времени, скорость снаряда все более и более приближается или к нулю, или к какой-либо постоянной величине. Как в том, так и в другом случае ракета все-таки никогда не остановится и никогда не возвратится на Землю, не считаясь с сопротивлением эфира и притяжением других небесных тел.

Но вертикальный взлет невыгоден — выгоднее наклонный. В случае начального (т. е. во время взрывания) горизонтального полета путь снаряда — одна из кривых второго порядка, касательных к земному шару в месте начала движения. Фокус кривых будет находиться в центре Земли. При недостаточном относительном количестве взрывчатых веществ (менее 3—4) полет не состоится, и ракета коснется Земли или упадет на планету, как горизонтально пущенное обыкновенное ядро.

Если скорость снаряда от действия взрывчатых материалов в $\sqrt{2}$ ($\sqrt{2} = 1{,}41...$) раз меньшей той наименьшей, которая нужна для удаления в бесконечность (11 170 м [в сек.]), то путь ракеты — круг, совпадающий с большим кругом земного шара (с экватором или меридианом). Этот случай также не имеет применения, потому что снаряд, летя непрерывно в земной атмосфере, быстро теряет всю свою скорость от сопротивления воздуха и падает на Землю. Но если бы атмосферы не было, или если бы снаряд начал свой полет с гор, выступающих вершинами за пределы воздушного океана, то путь ракеты был бы круговой и вечный; она никогда бы не упала на Землю, как ее Луна. Очевидно, и это невозможно.

На основании сказанного потребную для кругового движения скорость вычислим, приблизительно, в 8 км в 1 секунду, или 7904 м в секунду [21].

Если воспользоваться вращением Земли и пускать снаряд на экваторе по направлению движения экваториальных точек земного шара, то необходимая скорость уменьшится на 463 м [в сек.] (такова наибольшая скорость вращения земных точек), т. е. будет равна 7441 м [в сек.]. Выгоды, как видим, немного. Потребное относительное количество взрывчатых веществ выразится числом от 3 до 4 (если вес ракеты принять за 1).

Работа для движения по кругу ровно вдвое меньше минимума работы для бесконечного удаления от планеты.

При еще большем увеличении скорости ракеты получается эллипс, вы-

ходящий постепенно за пределы атмосферы. Дальнейшее возрастание скорости будет растягивать эллипс все более и более, пока не обратит его в параболу; в таком случае работа и скорость, необходимая снаряду для борьбы с силою тяготения, будет такая же, как и при вечном удалении по направлению радиуса планеты (для Земли 11 170 м в секунду) [22].

При еще большей скорости путь ракеты — гипербола. Во всех этих случаях снаряд чересчур много теряет от сопротивления атмосферы; а потому и этот касательный к Земле путь ракеты на практике неприменим.

Мы видели, что самый выгодный путь снаряда — наклонный к горизонту на 10 —15 градусов. При этом теряется от действия тяготения и сопротивления атмосферы только $4\,^1/_2\,\%$ [23] той энергии, которую приобретает ракета в безвоздушном пространстве, свободном еще и от тяжести. Путь ракеты в этом случае такой же, т. е. одна из кривых второго порядка (эллипс, парабола и гипербола), но только кривая уже не касательна к поверхности земного шара. Если количество взрывчатого материала недостаточно или совсем мало, то, описав часть эллипса [24], ракета возвращается на Землю. Здесь снаряд должен взорвать новое количество веществ, чтобы остановиться понемногу и не погибнуть наверняка. Полное количество взрывчатого запаса для подъема и безопасного возвращения, при небольшом удалении от Земли, вдвое больше, чем для одного такого же поднятия; при бо́льших подъемах — втрое, при еще бо́льших — вчетверо и т. д. (см. форм[улу] 66).

Если бы мы пожелали оставить ракету навсегда в безвоздушном пространстве, сделав ее постоянным спутником Земли, то в наибольшем удалении от Земли (в апогее) следует вновь взорвать некоторое небольшое количество вещества для увеличения скорости снаряда. Когда эта точка недалека от поверхности Земли, то необходимая для ракеты скорость близка к 8 км в секунду, и количество всего взрывчатого запаса будет только в 3—4 раза превышать вес остальной массы снаряда. Впрочем, как бы мы далеко ни устроили нашу наблюдательную станцию, хотя бы за миллион верст от центра Земли, количество взрывчатых веществ будет меньше, чем необходимое для бесконечного удаления от планеты по прямой линии или параболе. Именно: оно выразится числом, меньшим 8.

Круговую орбиту новым взрыванием, конечно, можно превратить в эллиптическую, а эту последнюю, как описано, опять в круговую с бо́льшим радиусом. Таким образом, мы может произвольно менять величину радиуса нашего кругового движения, т. е. по желанию удаляться и приближаться к земному шару.

Если, имея уже круговое движение, производить взрывание очень слабое, но постоянное и по направлению движения ракеты, то путь ее будет совершаться, во все время взрывания, по спиральной орбите, уравнение которой зависит от закона взрывания.

Дальнейшая траектория ракеты, по окончании взрывания, будет

какая-нибудь кривая 2-го порядка, напр[имер], круг, что зависит от нас. При взрывании, замедляющем движение снаряда, спираль завивается внутрь первоначальной круговой орбиты, и ракета приближается к Земле.

При движении по спирали, почти перпендикулярно к направлению тяготения, утилизируется такой же почти процент (до 65%) энергии взрывчатых веществ, как и в среде без тяжести; то же происходит при процессе превращения эллиптической орбиты в круговую.

При наклонном взлете ракеты на ее эллиптический путь Луна будет оказывать тем большее влияние, чем растянутее орбита и чем ближе подойдет снаряд к Луне, что, в свою очередь, зависит от сравнительного количества израсходованного взрывчатого материала и относительного положения Луны и ракеты. Может случиться,— или движение снаряда можно так рассчитать,— что он под влиянием лунного притяжения совсем оставит свою орбиту и упадет на Луну.

Скорость падения будет не менее 2373 м в секунду, т. е. раза в два больше скорости пушечного ядра. Но эта скорость далеко не так убийственна, как при падении на Землю. Энергия падения на последнюю в 22 раза больше, чем при падении на Луну.

Приняв в расчет скорость движения и вращения Луны, а также движения снаряда, можем вычислить и то небольшое количество взрывчатых веществ, которое нужно для безопасной остановки на поверхности Луны. Могу сообщить, что полное количество взрывчатого запаса для безопасного путешествия на нашу Луну выражается числом, не бóльшим 8. На сравнительно незначительном расстоянии от Луны скорость ракеты, посредством взрывания, нужно непрерывно уменьшать. Все должно быть так рассчитано и так управляемо, чтобы в момент прикосновения к поверхности лунной почвы эта относительная скорость равнялась нулю. Задача, конечно, довольно деликатная, но вполне возможная. Ошибку в ее решении можно поправить новым взрыванием, лишь бы был достаточен запас взрывчатых веществ.

В случае промаха, т. е. если ракета пролетит поблизости Луны, но не заденет ее поверхности, снаряд не сделается спутником Луны, но, приблизившись, уйдет от нее снова, вращаясь вокруг Земли и описывая весьма сложную кривую, проходящую иногда поблизости то Земли, то Луны. Остается возможность падения как на ту, так и на другую. В момент наибольшего приближения к Луне можно пустить в действие взрывчатый материал с целью замедлить движение ракеты и сделаться, таким образом, вечным спутником Луны, правнуком Солнца. С такой круговой орбиты разными способами тоже можно попасть на Луну или удалиться от нее.

По описанию полета видно, что ракета может сделаться вечным спутником Земли, движущимся вокруг нее, подобно Луне. Расстояние этого искусственного спутника, маленького братца Луны, от земной поверхно-

сти может быть произвольно мало или велико; движение его вечно, потому что сопротивление эфира не замечено даже для малоплотных и небольших тел, каковы в большинстве случаев аэролиты, входящие, по всей вероятности, в состав комет. Если бы небольшие тела испытывали со стороны эфира сопротивление, то (помимо прочего) как могли бы существовать миллионы лет кольца Сатурна, состоящие, согласно выводам астрономов, из таких небольших, отделенных друг от друга твердых тел, поразительно быстро мчащихся вокруг Сатурна.

Движение вокруг Земли ряда снарядов, со всеми приспособлениями для существования разумных существ, может служить базой для дальнейшего распространения человечества. Поселяясь кругом Земли во множестве колец, подобных кольцам Сатурна (может быть, тоже живым, иначе трудно, почти невозможно объяснить их существование; если бы не что-то разумное, управляющее ими, кольца должны бы образовать для Сатурна луну), люди увеличивают в 100—1000 раз запас солнечной энергии, отпущенной им на поверхности Земли. Но и этим человек может не удовлетвориться и с завоеванной базы протянуть свои руки за остальной солнечной энергией, которой в два миллиарда раз больше, чем получает Земля.

В таком случае вечное движение кругом Земли нужно переменить на такое же кругом Солнца. Для этого придется еще более удалиться от Земли и стать независимой планетой, спутником Солнца, братом Земли. Именно: ракете, с помощью взрывания, следует сообщить скорость по направлению движения Земли вокруг Солнца, когда снаряд движется с наибольшей скоростью относительно Солнца. Потребная для этого энергия зависит от величины расстояния, на котором находится ракета от Земли: чем оно больше, тем работа меньше; вся же сумма энергии, необходимая для кругового движения вокруг Земли и для дальнейшего почти полного удаления от нее, не превышает той, которая нужна, чтобы удалиться от Земли навеки, предполагая отсутствие Солнца и других небесных тел, т. е. усемеренное (7) или увосмеренное (8) количество взрывчатых веществ (сравнительно с остальной массой снаряда).

При еще большей затрате энергии круг перейдет в более или менее растянутый эллипс, точка перигелия (наименьшего расстояния от Солнца) которого находится, приблизительно, на расстоянии Земли от Солнца.

В первом случае, при средней затрате энергии (7—8), снаряд сначала, под влиянием нового толчка полетит гораздо быстрее, чем нужно для кругового движения вокруг Земли и даже Солнца; затем эта скорость, от действия земного тяготения (Луной пренебрегаем), все более и более уменьшается и под конец, при значительном удалении от Земли (примерно, на 1000 ее диаметров), сделается равной движению последней вокруг Солнца. Земля и ракета будут идти по одному и тому же кругу с одинаковой скоростью и потому сотни лет могут не видеть друг друга. Однако на такое равновесие,

в течение веков, шансов мало, и движение ракеты, для сохранения приличной дистанции, надо то ускорять, то замедлять, чтобы как Земля, так и другие планеты этой дистанции не нарушили. В противном случае грозит падение на Землю.

Во втором случае, при большей затрате энергии, когда путь ракеты эллиптический, шансов для встречи с Землей также немало, но удалением ракеты можно воспользоваться, чтобы попасть на какую-либо «верхнюю» [25] планету: на Марс или его спутники, на Весту или на какую-нибудь другую из 500 малых планет (планетоиды, астероиды).

Я не говорю о достижении самых массивных планет, каковы Юпитер, Сатурн и пр., потому что для безопасного спуска на них требуется такое громадное количество взрывчатого вещества, что о спуске этом пока не стоит и мечтать. Но легче сделаться их спутниками, в особенности отдаленными,— легче достигнуть и присоединиться к кольцу Сатурна. Количество энергии, потребное для достижения какой-либо планетной орбиты (но не спуска на планету), зависит от удаления ее от орбиты Земли: чем больше это удаление, тем, понятно, расход энергии будет больше. Но как бы ни было велико это удаление, его работа меньше той, которая нужна для бесконечного удаления от солнечной системы и блуждания среди звезд. И эта последняя работа не так громадна, как кажется с первого раза. Действительно, шутка ли одолеть могучее притяжение Солнца, масса которого в 324 000 раз больше массы Земли! Но вычисления показывают, что если бросать снаряд в момент его наибыстрейшего движения вокруг Солнца или прямо с поверхности Земли в благоприятный момент и в благоприятном направлении, то скорость относительно Земли, необходимая для полного разъединения с нею и Солнцем, не превышает 16,3 км (около 15 верст) в 1 секунду, что сопровождается тратой взрывчатых веществ, выражаемой, относительно массы снаряда, числом 20. При самом неблагоприятном бросании ракеты эта скорость достигает уже 76,3 км в секунду, и количество взрывчатого запаса должно быть, сравнительно с остальной массой ракеты, ужасно. Скорость абсолютная, т. е. я хочу сказать, относительно Солнца, при достижении разъединения, одна и та же, в каком бы направлении мы ни бросали ракету. Если же энергия, нужная для этого, в благоприятном случае раз в 25 меньше, то это зависит от того, что мы тогда заимствуем ее от движения Земли, которое должно от этого замедлиться на незаметную величину.

Круговой путь ракеты вокруг Солнца можно сделать эллиптическим, увеличив или уменьшив скорость снаряда посредством взрывания.

В последнем случае, при уменьшении скорости, перигелий ракеты будет меньше расстояния Земли от Солнца, и тогда снаряд будет в состоянии достигнуть какой-нибудь нижней планеты: Венеры или Меркурия. Массы их не очень велики и спуск не потребует такого невозможного количества взрывчатого материала, как безопасный спуск на Юпитер, Сатурн или

Нептун. Энергия падения на Меркурий, как и на Марс, раз в 5 меньше, чем на нашу планету; энергия же падения на Венеру составляет 0,82 энергии падения на Землю. Что же касается астероидов и большей части планетных спутников (лун), то масса взрывчатого запаса, израсходованная ради спокойного спуска на их поверхность, просто ничтожна.

Теоретически возможно еще большее приближение к Солнцу и даже падение на него при полной потере скорости относительно Солнца. Если ракета уже вращается вокруг Солнца, как Земля, и на том же от него расстоянии, то для остановки движения требуется относительная (обратная) скорость около 30 км в 1 секунду. Количество взрывчатого материала выразится числом 200. Падение на Солнце будет продолжаться в течение $64^1/_4$ суток, т. е. около двух месяцев.

Отсюда видно, что падение в огненный океан Солнца требует в 10 раз больше жертв (в смысле расхода взрывчатого вещества), чем удаление от нашего Солнца и приближение к новому.

Как и вокруг Земли, непрерывным и чрезвычайно слабым взрыванием можно дать ракете любую траекторию; можно заставить ее описывать тот или другой путь относительно Солнца, напр[имер], по спирали, и так достигнуть желаемой планеты, приблизиться или удалиться от Солнца, упасть на него или уйти совсем, сделавшись кометой, блуждающей многие тысячи лет во мраке, среди звезд, до приближения к одной из них, которая сделается для путешественников или их потомков новым солнцем.

Заметим, что во всех случаях уменьшения скорости ракеты взрывчатый материал надо бросать по направлению движения Земли; но движение снаряда относительно Солнца останется прежним, т. е. по направлению движения нашей планеты.

План дальнейшей эксплуатации солнечной энергии, вероятно, будет следующий.

Человечество пускает свои снаряды на один из астероидов и делает его базой для первоначальных своих работ. Оно пользуется материалом маленького планетоида и разлагает или разбирает его до центра для создания своих сооружений, составляющих первое кольцо кругом Солнца. Это кольцо, переполненное жизнью разумных существ, состоит из подвижных частей и подобно кольцу Сатурна.

Разложив и использовав также и другие крохотные астероиды, разумное начало образует для своих целей в очищенном, т. е. свободном от астероидов, пространстве еще ряд колец где-нибудь между орбитами Марса и Юпитера.

Для разных технических и других надобностей иные кольца могут помещаться и ближе к Солнцу, между орбитами «нижних» планет.

Когда истощится энергия Солнца, разумное начало оставит его, чтобы направиться к другому светилу, недавно загоревшемуся, еще во цвете

силы. Может быть, даже это совершится и раньше: часть существ захочет иного света или заселения пустынь.

Может быть, человечество так будет многократно роиться [26].

Нет надобности иметь дела на поверхности хотя бы и покрывшегося холодной корой Солнца. Нет даже надобности быть на тяжелых планетах, разве для изучения. Достижение их трудно; жить же на них — значит заковать себя цепями тяжести, иногда более крепкими, чем земные, воздвигнуть себе множество преград, прилепиться к ничтожному пространству, жить жалкой жизнью в утробе матери. Планета есть колыбель разума, но нельзя вечно жить в колыбели.

[10]. СРЕДСТВА СУЩЕСТВОВАНИЯ ВО ВРЕМЯ ПОЛЕТА.

Питание и дыхание

Прежде всего нужен кислород для дыхания; мы берем его очень много для взрывания; могли бы взять еще больше, чтобы хватило и для дыхания на известный промежуток времени.

Чистый кислород едва ли годен для человека даже в разреженном, против обыкновенного, состоянии. Действительно, в таком случае давление его на тело окажется недостаточным, и могут открыться кровотечения от чисто механических причин.

Вернее всего употребить смесь кислорода с каким-нибудь газом, безвредным для дыхания, — азотом, водородом, но не углекислотой, препятствующей выделению углекислого газа из легких и кожи животного и отравляющей его. Смесью из 20% кислорода и 80% азота под давлением от 1000 до 500 мм ртутного столба дышать хорошо. Азот предпочтительнее водорода, потому что он не представляет опасности взрыва.

Разумеется, отделение для пассажиров должно быть герметически закрыто и достаточно крепко, чтобы выдержать давление газов, не большее одного килограмма на квадратный сантиметр стенок камеры, когда последняя подымается в разреженные слои атмосферы и за ее пределы. Удлиненная рыбообразная или птичья форма ракеты, выгодная для легкости рассечения воздуха, способствует сохранению газов, а также вообще крепости снаряда, выдерживающему, в продолжение взрывания, десятикратное утяжеление. Металлический материал препятствует потере газа от диффузии.

Но мало иметь смесь кислорода и азота; надо еще подбавлять кислород, превращающийся в углекислоту, и уничтожать или, точнее, отделять продукты дыхания: углекислоту, аммиак, излишнюю влажность и пр. Есть множество веществ, поглощающих углекислоту, пары воды, аммиак и т. д. Поэтому необходим запас и этих веществ. Конечно, если путешествие совершается в течение нескольких минут или часов, то такие запасы, с присоединением завтрака, не могут обременить ракету. Но

другое дело, если придется путешествовать недели и годы или совсем не возвращаться; тогда от предлагаемых средств придется отказаться.

Для существования в течение неопределенно долгого времени без атмосферы и планеты можно воспользоваться силою солнечных лучей. Как земная атмосфера очищается растениями при помощи Солнца, так может возобновляться и наша искусственная атмосфера. Как на Земле растения своими листьями и корнями поглощают нечистоты и дают взамен пищу, так могут непрерывно работать для нас и захваченные нами в путешествие растения. Как все существующее на Земле живет одним и тем же количеством газов, жидкостей и твердых тел, которое никогда не убывает и не прибывает (не считая падения аэролитов), так и мы можем вечно жить взятым нами запасом материи. Как на земной поверхности совершается нескончаемый механический и химический круговорот вещества, так и в нашем маленьком мирке он может совершаться. С научной точки зрения возможность сказанного несомненна; теперь посмотрим, насколько оно осуществимо в будущем, может быть, и очень отдаленном.

По Ланглею, один квадратный метр поверхности, нормальной к направлению солнечных лучей, получает в минуту количество солнечной энергии, выражаемой тридцатью (30) калориями. Это значит, что один килограмм воды, разлитый на один квадратный метр поверхности, освещенной перпендикулярными к ней солнечными лучами, нагревается в минуту на 30° Ц, если пренебречь потерей тепла от лучеиспускания, теплопроводности и пр.

Переводя эту тепловую энергию на механическую, получим 12 720 килограммометров [27]. Таким образом, в сутки, на расстоянии Земли от Солнца, получим 18 316 800 килограммометров, или 43 200 калорий. (В секунду получим 0,5 калорий, или 212 килограммометров, т. е. непрерывную работу почти в 3 лошадиные силы.)

По Тимирязеву, в физиологических опытах с растениями утилизируется до 5% солнечной энергии, что составит 2160 калорий в сутки, запасенных в корнях, листьях и плодах растений.

С другой стороны, по Лебону, килограмм муки содержит почти вдвое более энергии; так что суточный запас потенциальной энергии растения соответствует 0,5 кг муки, или почти килограмму (2,4 фунта) хлебного мякиша.

Тот же дар Солнца, утилизируемый на одном квадратном метре поверхности, непрерывно освещаемой солнечными лучами, можно выразить одной из следующих величин: четырьмя кило[граммами] моркови, пятью кило[граммами] капусты, $^2/_3$ кг сахару, более 0,5 кг рису.

В упомянутых опытах 5-процентная экономия накоплялась во всех частях растения. В плодах же, конечно, будет ее меньше. Опыты эти были

поставлены в возможно благоприятные условия, но наша искусственная атмосфера и питание растений могут быть в условиях, еще более благоприятных. По Тимирязеву, поле, в лучшем случае, утилизирует в 5 раз меньше, т. е. около 1% солнечной энергии. Отсюда видно, что искусственные условия оказываются даже в 5 раз выгоднее.

Обратимся к непосредственному указанию практики. Десятина, или, приблизительно, гектар (10 000 м²) дает в год до 25 000 пудов бананов, что соответствует 0,11 кг в день на 1 кв. метр площади сада.

Но ведь на Земле облака, на Земле толстый слой воздуха и паров воды, поглощающих много энергии; на Земле — ночь и наклонное направление лучей Солнца; количество углекислого газа в воздухе также, как показывают опыты, неблагоприятное (наиболее благоприятное, по Тимирязеву, 8%, между тем как в воздухе нет и одной десятой процента). Наконец, можно ли считать благоприятной первобытную культуру растений, возделываемых племенами почти дикими! Приняв во внимание сказанное, придется, по крайней мере, удесятерить дары Солнца и принять производительность одного квадратного метра в нашем искусственном огороде не менее как в 1,1 кг бананов. Хлебное дерево, по Гумбольту, почти так же производительно, как и банан.

Выходит из предыдущего, что одного квадратного метра оранжереи, обращенной к солечному свету, уже достаточно для питания человека.

Но кто мешает захватить нам оранжерею с громадной поверхностью в упакованном виде, т. е. в малом объеме! Когда круговое движение вокруг Земли или Солнца установится, мы собираем и выдвигаем из ракеты наши герметически закрытые цилиндрические ящики с разнообразными зачатками растений и подходящей почвой. Солнечные лучи льются через прозрачные покровы оранжереи и готовят для нас с баснословной быстротой наш роскошный стол. Они дарят нам и кислород и мимоходом очищают почву и воздух от животных выделений. Тяжести ощущать там ни предметы, ни люди не будут, и потому крепость сосудов с растениями будет предназначаться лишь для борьбы с упругостью содержащихся в них газов. Главные из них: углекислота и кислород. Углекислый газ составляет в земной атмосфере не более одной двухтысячной ($^1/_{2000}$) ее объема. Азот и другие газы также играют роль в питании растений, но и их плотность, как и плотность кислорода, которого они (по Тимирязеву) потребляют в 20 раз меньше, чем углекислоты, может быть, без вреда для растений, чрезвычайно мала.

Итак, атмосфера наших оранжерей может быть настолько разрежена, что давление газов на ее стенки будет в 1000 раз меньше, чем давление воздуха на уровне океана.

Отсюда видно, что не только не будет борьбы с тяжестью, но почти нет и борьбы с упругостью газов, так что на каждого пассажира можно

брать, если нужно, сотни квадратных метров этих узких стеклянных ящиков с растущими в них овощами и фруктами.

Есть полная возможность еще на Земле практически выработать и испытать средства дыхания и питания человека в изолированном пространстве.

Можно определить наименьшую поверхность, освещенную солнечными лучами и достаточную для человека в отношении дыхания и питания; можно подыскать и испытать годные для этой цели растения. Правда, условия на Земле далеко не таковы, как в эфирной среде, вдали от планеты, но их там можно все-таки приблизить к земным. Так, легко в среде без тяжести устроить день и ночь; стоит только оранжереям сообщить медленное вращательное движение. Тогда свет будет чередоваться с тьмой, и продолжительность этой смены произвольна. Движение будет вечное, по инерции. По-моему, условия там даже гораздо более выгодные, чем на Земле. Действительно, земные растения больше всего страдают и даже погибают от неблагоприятной перемены температуры в течение ночи или зимы; также от бактерий, паразитных грибков, червей, насекомых, грызунов, птиц; от недостатка влаги, истощения почвы. В эфирном же пространстве этих врагов нет, потому что почве возвращают все, что от нее взяли, потому что колебания температуры зависят от нас, как и продолжительность ночи; времени года не будет, если движение ракеты круговое; вредных бактерий и насекомых, при небольших оранжерейных отделениях, не будет, так как их можно уничтожать наполнением отделений убийственным для неподходящих существ и зародышей газом, повышением температуры или даже просто непрерывным солнечным светом, убивающим бактерий и злотворных зародышей. Влага также не может исчезнуть из герметически закрытых пространств.

Сооружение на Земле опытных оранжерей, в особенности хорошо изолированных от внешнего воздуха и с благоприятно разреженной средой, довольно затруднительно, потому что нужен весьма крепкий материал и массивные постройки, чтобы выдержать внешнее давление атмосферы, чтобы выдержать борьбу и с тяжестью. В опытных оранжереях придется сначала довольствоваться давлением внутри них таким же, как и снаружи, и, значит, только наиболее благоприятным отношением смеси газов, полезных для растений. Сумма же внутренних давлений будет равна одной атмосфере. Между тем как в эфирном пространстве можно разредить газовую смесь до наиболее выгодной степени. При земных опытах лучи света проходят не только через стекло, как в эфирном пространстве, но и через толстый слой атмосферы, переполненной парами воды, туманами и облаками, затрудняющими доступ к растениям солнечной энергии в ее девственном состоянии. Мы, в сущности, совершенно незнакомы с истинной энергией солнечного света, еще не коснувшегося воздуха. Может быть, она совсем необыкновенна по ее химическим свойствам.

[11.] СПАСЕНИЕ ОТ УСИЛЕННОЙ ТЯЖЕСТИ

В самом начале полета, когда еще продолжают шуметь взрывающиеся вещества, относительная тяжесть в снаряде, как мы видели, увеличивается в несколько раз, положим, хоть в 10.

Спрашивается, возможно ли человеку перенести ее, без вреда для себя, в течение нескольких минут. Этот вопрос можно решить на Земле, а вместе с тем выработать самые выгодные условия, при которых эта, или еще бо́льшая, тяжесть переносится человеком безопасно для здоровья. Я еще давно делал опыты с разными животными, подвергая их действию усиленной тяжести на особых центробежных машинах. Ни одно существо мне убить не удалось, да я и не имел этой цели, но только думал, что это могло случиться. Помнится, вес рыжего таракана, извлеченного из кухни, я увеличивал в 300 раз, а вес цыпленка раз в 10; я не заметил тогда, чтобы опыт принес им какой-либо вред.

Увеличивать в предварительных опытах с человеком кажущуюся тяжесть проще всего с помощью центробежной машины с вертикальной осью вращения и с возможно бо́льшим радиусом, т. е. возможно больших размеров в горизонтальном направлении. Чем больше расстояние от оси опытной камеры с человеком, тем лучше, потому что тем меньше угловая скорость прибора и тем меньше будут подвержены головокружению испытуемые субъекты. Вращение приносит особый вред организму даже при малой центробежной силе, или при малой абсолютной скорости, если угловая скорость велика, т. е. при малом радиусе вращения. Всякий испытал этот незначительный вред, кружась еще ребенком где-нибудь в саду, на лужайке.

Впрочем, вращение и, следовательно, расстройство, причиняемое им, не имеет места при увеличении тяжести в движущейся прямолинейно ракете. Что известная медленность вращения не только не производит болезненных ощущений, но даже и незаметна, мы видим из явления непрерывного вращения Земли, которому мы все подвергаемся со дня нашего рождения; то же заключаем, наблюдая продолжительные забавы на каруселях не только детей, но и взрослых. Так, я однажды видел на каруселях двух молоденьких девушек, нанятых, для привлечения публики, кататься день и ночь на деревянных конях.

Каждый опыт над увеличением тяжести достаточно производить от 2 до 10 минут, т. е. столько времени, сколько продолжается взрывание в ракете.

Я не буду тут выводить известных формул, из которых можно заключить следующее.

Опытным путем можно получить искусственную тяжесть желаемой силы; чем более мы хотим замедлить вращение, тем больше должна быть скорость камеры для получения той же тяжести. Так, при радиусе в 100 м,

при секундной скорости в 100 м и при полном обороте в 6,3 секунды получается удесятеренная сила тяжести; если радиус будет в 10 раз меньше, то, при той же искусственной тяжести, число оборотов или угловая скорость будет в 3 с лишком раза больше; во столько же раз уменьшится поступательная или абсолютная скорость.

Делая опыты на центробежной машине или с помощью быстрого кругового движения вагона по наклонным рельсам, мы можем определить наибольшую безвредную для здоровья величину тяжести, которую может выдержать субъект в течение известного времени. Если бы, против ожидания, по этим опытам мы узнали, что уже небольшая, напр[имер] удвоенная тяжесть есть предельная безвредная, то и тогда наше дело мы не должны считать проигранным: во-первых, потому, что ракета может, при наклонном движении, выгодно утилизировать работу взрывчатых веществ даже и с такой малой относительной тяжестью внутри ее, во-вторых, потому, что, погрузив человека в воду и делая опыты увеличения тяжести над таким купающимся в благоприятном положении субъектом, наверно, получим несравненно более утешительные результаты.

Объясним, в чем дело. Возьмем очень крепкий открытый или закрытый сосуд с жидкостью и погрузим в нее какую-нибудь тонко сделанную фигурку из материала самого непрочного, но плотность которого равна плотности жидкости в сосуде. Фигурка эта, отдельно взятая, т. е. вне жидкости, пусть будет так хрупка и нежна, что ее не только нельзя уронить, не разбив вдребезги, но и в руки взять трудно, не смяв ее или не отломав части. Теперь возьмем ее с сосудом, в жидкости которого она так хорошо уравновешена, что стоит неподвижно на том месте и в том положении, в каком мы хотим (как масляный шар в вине, при опыте Плато).

Если опыты на центробежной машине делать не с человеком, а с такой крохотной и тоненькой фигуркой, которая вне жидкости едва выдерживает даже собственную тяжесть, то результаты будут самые блестящие: фигурка останется цела и даже неподвижна, несмотря ни на какое увеличение относительной тяжести.

Мы можем также и без центробежной машины ударять изо всех сил сосудом по столу или молотком стучать по сосуду; пока последний цел и жидкость не выплескивается из сосуда, наша фигурка будет невредима; но стоит только в этих опытах устранить жидкость, и весь эффект исчезнет: даже крепкие предметы будут ломаться при достаточно быстром вращении или при достаточно сильных ударах. Такие же опыты и также удачно легко производить с небольшими рыбками, погруженными в воду. Отсюда видно, что жидкость, окружающая тела одной с ней плотности, по-видимому, устраняет разрушительные последствия тяжести, как бы велика она ни была. Стало быть, если мы возьмем жидкость, плотность которой равна средней плотности человека, и погрузим в нее последнего, то, при опытах над перенесением усиленной тяжести, получим, хотя отчасти, те же хо-

рошие результаты. Я говорю отчасти, потому что все сказанное относится до тел, все частицы которых имеют одну и ту же плотность. Разные же органы животного далеко не обладают этим свойством, в особенности плотность костей и воздушных полостей животного отлична от плотности других его элементов. Кости тела, погруженного в жидкость, будут тянуть вниз, по направлению относительной тяжести; более же легкие части будут стремиться вверх: между разными тканями образуется натяжение, которое может кончиться разрывом их и даже смертью организма при достаточно большом увеличении тяжести.

Итак, наибольшая переносимая человеком без вредных последствий тяжесть небеспредельна и при погружении его в соответствующую жидкость. Предел же этот, думаю, не менее 10 и может быть определен для каждого субъекта только опытом. Лучше всего, чтобы во время эксперимента человек располагал свое тело горизонтально в футляре, приблизительно, такой формы и объема, как испытуемый субъект; тогда заполнение жидкостью промежутков потребует незначительного ее количества, что важно в экономическом отношении — при действительном путешествии в ракете. Рот, нос и уши должны быть закрыты плотно чехлом с трубкой для свободного дыхания.

Что человек может и без жидкости выдержать огромную тяжесть малую долю секунды,— это несомненно. В самом деле, при падении тела с высоты оно ударяется о почву; последняя, чтобы уничтожить приобретенную человеком при падении скорость, сама своей упругостью сообщает ему ускоренное движение в обратную сторону. Тут, правда, участвует и упругость тела животного, в особенности междукостных упругих хрящей,— а при ловком прыжке — также сила мускулов сгибающихся ног. При этом должна развиваться кажущаяся тяжесть, которая весьма велика, потому что время удара мало, а потому обратное ускоренное движение в этот момент весьма велико.

Сама природа в таких случаях и при ударах посторонними телами не пренебрегает свойством жидкости уничтожать разрушительное действие относительной тяжести и потому заботливо погружает все нежные органы животного в особые жидкости, налитые в крепкие естественные сосуды. Таков мозг, плавающий в жидкости, налитой в череп; таков и зародыш млекопитающего, окруженный жидкостью до самого появления на арену жизни. Даже промышленность пользуется этим для сохранения слабых фруктов, заменяя жидкость ее грубым подобием — сыпучим веществом; так. виноград засыпают деревянными или пробковыми опилками.

[12.] БОРЬБА С ОТСУТСТВИЕМ ТЯЖЕСТИ

Но вот взрывание в ракете кончено, а с этим прекратилась и ужасающая тяжесть. Мы благополучно вылезаем из своего футляра, стираем с тела остатки жидкости и облекаемся в одежду. Как бы в вознагражде-

ние за усиленную, только что перенесенную тяжесть мы совсем теперь от нее свободны.

Спрашивается, не повлияет ли это отсутствие тяжести губительно на наше здоровье? Не должны ли мы и тут принимать какие-нибудь предохранительные меры?

Во время падения или простого прыжка на нашей планете, пока мы еще не коснулись ногами ее почвы, мы также находимся, по отношению к нашему телу, одежде и предметам, при нас находящимся, в среде, свободной от тяжести, но явление это продолжается много-много полсекунды; в течение этого промежутка времени части нашего тела не давят друг на друга, пальто не отягчает плеч, часы не натягивают кармана и очки на носу не стремятся на нем образовать поперечную черту. При купаньи на Земле вес нашего тела также почти парализуется противоположным действием воды. Такое отсутствие веса может уже продолжаться неопределенно долгое время, лишь бы вода была довольно тепла. Отсюда видно, что едва ли нужны какие-либо особые опыты для доказательства безвредности среды, лишенной тяжести. Может быть, только для людей тучных, склонных к апоплексии и приливам крови к мозгу, такая среда будет способствовать преждевременной кончине, как и лежанье или купанье не во время. Прочие же смертные, надо полагать, скоро приспособятся к новому порядку вещей. Для большинства больных и слабых такая среда прямо-таки благодетельна [28].

Если бы даже оказалось, что люди не могут жить без тяжести, то ее легко было бы создать искусственно в среде, где ее нет. Для этого только жилищу человека, хотя бы ракете, надо сообщить вращательное движение; тогда, вследствие центробежной силы, образуется кажущаяся тяжесть желаемой величины в зависимости от размеров жилища и скорости его вращения. Такое преобразование среды нам ничего не будет стоить, так как вращение тела в безвоздушном пространстве и притом в среде, свободной от тяготения, будет без всякой поддержки продолжаться вечно. Эта тяжесть тем удобна, что может быть произвольно мала или велика, всегда может быть уничтожена и опять возобновлена; но она, как и естественное тяготение, требует усиленной крепости жилищ и других предметов, так как стремится их разрушить; кроме того, неизбежно криволинейное движение, дурно влияющее на организм, если полный оборот протекает скоро.

Действие усиленной тяжести на растения давно испытано, но ничего особенного не замечено; только с переменой ее направления меняется и направление роста; именно ствол направляется в сторону, прямо противоположную направлению искусственной тяжести. Интересно знать, куда он будет расти в случае ее устранения; по всей вероятности его направление тогда будет делом случая и влияния света.

[13.] МЕЧТЫ

Будущее реактивных приборов

В первой напечатанной работе о реактивных снарядах мы мечтали о будущих, еще неоткрытых, более элементарных веществах, соединение которых должно сопровождаться, на основании общих данных химии, более громадным выделением энергии, чем соединение известных простых тел, нап[ример] водорода с кислородом. При этом летучий продукт соединения должен бы приобретать и бо́льшую скорость (W) при выходе из реактивной трубы.

По формуле 35 (глава 2) видно, что с увеличением W возрастает пропорционально при той же относительной $\frac{M_2}{M_1}$ затрате взрывчатого материала и V_2, т. е. скорость ракеты.

Думают, что радий, разлагаясь непрерывно на более элементарную материю, выделяет из себя частицы разных масс, двигающиеся с поразительной, невообразимой скоростью, недалекой от скорости света. Так, выделяющиеся при этом атомы гелия двигаются со скоростью 30—100 тысяч километров в секунду; атомы гелия в четыре раза тяжелее атомов водорода; другие тельца, выделяемые радием, в 1000 раз легче водорода, но зато двигаются со скоростью 150—250 тысяч километров в секунду; общая масса этих телец (отрицательных электронов) значительно меньше массы атомов гелия (положительных электронов). Эти скорости в 6—50 тысяч раз больше скорости (в километрах) движения газов, вылетающих из жерла нашей реактивной трубы.

Поэтому, если бы можно было достаточно ускорить разложение радия или других радиоактивных тел, каковы, вероятно, все тела, то употребление его могли бы давать, при одинаковых прочих условиях (см. формулу 35), такую скорость реактивного прибора, при которой достижение ближайшего солнца (звезды) сократится до 10—40 лет.

Тогда, чтобы ракета весом в тонну разорвала все связи с солнечной системой, довольно было бы щепотки радия (см. форм[улу] 16).

Конечно, дальнейшее движение науки покажет, что все это далеко не так, но хорошо, что мы можем и теперь мечтать об этом.

Может быть, с помощью электричества можно будет со временем придавать громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам. И сейчас известно, что катодные лучи в трубке Крукса, как и лучи радия, сопровождаются потоком электронов, масса каждого из которых, как мы говорили, в 4000 раз меньше массы атома гелия, а скорость достигает 30—100 тысяч километров в 1 секунду, т. е. она в 6—20 тысяч раз больше скорости обыкновенных продуктов горения, вылетающих из нашей реактивной трубы.

[14.] Невозможное сегодня станет возможным завтра

Было время — и очень недавнее,— когда идея о возможности узнать состав небесных тел считалась даже и у знаменитых ученых и мыслителей безрассудной. Теперь это время прошло. Мысль о возможности более близкого, непосредственного изучения вселенной, я думаю, в настоящее время покажется еще более дикой. Стать ногой на почву астероидов, поднять рукой камень с Луны, устроить движущиеся станции в эфирном пространстве, образовать живые кольца вокруг Земли, Луны, Солнца, наблюдать Марс на расстоянии нескольких десятков верст, спуститься на его спутники или даже на самую его поверхность, что, по-видимому, может быть сумасброднее! Однако только с момента применения реактивных приборов начнется новая, великая эра в астрономии — эпоха более пристального изучения неба. Устрашающая нас громадная сила тяготения не пугает ли нас более, чем следует!

Пушечное ядро, вылетающее со скоростью двух километров в 1 секунду, не кажется нам изумительным. Почему же снаряд, летящий со скоростью 16 км в секунду и удаляющийся навеки от солнечной системы в бездны вселенной, одолевающий силу тяготения Земли, Солнца и всей его системы, должен повергать нас в ужас! Разве такая пропасть между числами 2 и 16! Всего только одно больше другого в 8 раз.

Если возможна единица скорости, то почему невозможна скорость в 8 таких единиц! Не все ли прогрессирует, движется вперед и притом с поражающей наш ум быстротой. Давно ли десятиверстная скорость передвижения по Земле казалась нашим бабушкам невероятной, головоломной; а теперь автомобили делают 100—200 верст в час, т. е. в 20 раз быстрее, чем ездили при Ньютоне. Давно ли казалось странным пользоваться иною силою, кроме силы мускулов, ветра и воды! Говоря на эту тему, можно никогда не кончить.

В настоящее время передовые слои человечества стремятся ставить свою жизнь все более и более в искусственные рамки, и не в этом ли заключается прогресс? Борьба с непогодой, с высокой и низкой температурой, с силой тяжести, с зверями, вредными насекомыми и бактериями не создает ли и теперь вокруг человека обстановку, чисто искусственную!

В эфирном пространстве эта искусственность только дойдет до своего крайнего предела, но зато и человек будет находиться в условиях, наиболее благоприятных для себя.

С течением веков новые условия создадут и новую породу существ, и окружающая их искусственность будет ослаблена и, может быть, понемногу сойдет на нет. Не так ли водные животные некогда выползали на сушу и мало-помалу превратились в земноводных, а потом и в сухопутных; последние же, а может быть и водные (летучие рыбы, напр[имер]) [29], дали начало животным воздушным, т. е. летающим, напр[имер], птицам,

насекомым, летучим мышам. За победой над воздухом не последует ли победа над эфирным пространством: воздушное существо не превратится ли в эфирное!

Тогда эти существа будут уже как бы прирожденными гражданами эфира, чистых солнечных лучей и бесконечных бездн космоса.

[15.] Ожидающие землю бедствия устранит реактивный прибор

Что представляет из себя земной шар? Это страшно накаленная масса, внутри твердая от давления верхних слоев, поближе к коре — жидкая, расплавленная. Внутри — это все еще маленькое солнце, лишь снаружи успокоившееся и покрывшееся тонкой холодной корочкой.

Химические процессы, все еще под ней продолжающиеся, влияние воды, сжатие центральной массы должны по временам вызывать вулканические извержения, и теперь еще потрясающие земную пленку.

Кто может нам поручиться за то, что в течение тысячелетий потенциальная энергия масс земного шара не обнаружится в один злой день с силою, которая сотрет с лица Земли все живое. Причиной взрыва может служить передвижение внутренних частей земных масс, их химическое соединение, провождаемое выделением громадного количества тепла и увеличением объема [30]. Отсюда — катаклизм, уничтожающий органический мир механически, или через повышение температуры почвы и воздуха. Наконец, уничтожение высших животных может при этом случиться и через выделение в атмосферу вредных для дыхания газов. Реактивный прибор в таком случае спасет семя человечества.

Довольно падения на земной шар аэролита в несколько верст диаметром чтобы погубить людей; и это может произойти совершенно неожиданно, так как такой аэролит, как непериодическая комета, идя из мрачных пространств звездного мира по гиперболическому пути, не может быть предвиден астрономами за долгое время до катастрофы [31]. Тут гибель произойдет от землетрясения, от повышения температуры Земли и воздуха и от множества других причин.

Мы видим, как вспыхивает, как бы родится звезда, чтобы опять потухнуть; это темное тело, подобное Земле, погасшее снаружи Солнце, постигла катастрофа или от падения гигантских болидов, или, скорее, от внутренних химических [32] процессов страшно накаленного внутри небесного тела.

Неожиданное повышение его температуры должно моментально уничтожить все живое, что успело зародиться в атмосфере планеты в течение тысячелетий покоя ее коры. От комет давно ожидают гибели Земли и не без основания, хотя вероятность этой гибели чрезвычайно мала; но все же это может случиться и завтра, и через триллионы лет. Комете и другим случайным, маловероятным, но грозным и неожиданным вра-

гам живого довольно трудно уничтожить одним ударом все существа, образующие, благодаря реактивным приборам, кольцевые поселения вокруг Солнца...

Число жителей земного шара непрерывно и довольно быстро растет, несмотря на множество неблагоприятных условий. За последнее столетие этот прирост оказывается не менее 1% в год.

Если принять такой процент неизменным и далее, то через 1000 лет население Земли увеличится раз в 1000.

Куда же тогда деваться этому роду, прокормить который земная поверхность будет не в силах?

Реактивные приборы завоюют людям беспредельные пространства и дадут солнечную энергию, в два миллиарда раз бóльшую, чем та, которую человечество имеет на Земле.

Но Солнце не одно, светилам нет числа, и потому не только будет захвачено беспредельное пространство, но и беспредельная энергия лучей бесчисленных солнц, необходимая для жизни существ.

Что достижение других солнц возможно, это видно из следующих соображений: положим, что реактивный прибор движется равномерно только со скоростью 30 км в 1 секунду, т. е. в 10 000 раз медленнее света.

Такова скорость Земли вокруг Солнца; с такою же скоростью нередко двигаются и аэролиты, из чего видно, что эта скорость возможна (без ослабления) и для малых тел. Так как луч света от ближайших звезд доходит до нас в течение нескольких лет, то реактивные поезда дойдут до них в течение нескольких десятков тысяч лет.

Для жизни одного человека этот период времени, конечно, велик, но для целого человечества, так же как и для световой жизни нашего Солнца, он ничтожен.

В течение десятков тысяч лет путешествия к другому светилу людской род, летя в искусственной обстановке, будет жить запасами потенциальной энергии, заимствованной от нашего Солнца.

Если же возможно переселение человечества к другому солнцу, то причем наши страхи относительно световой жизненности нашего блестящего теперь светила? Пускай оно меркнет и потухает! В течение сотен миллионов лет его славы и блеска люди сумеют сделать запасы энергии и переселиться с ними к другому очагу жизни.

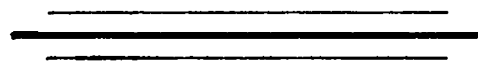
Мрачные взгляды ученых о неизбежном конце всего живого на Земле от ее охлаждения вследствие гибели солнечной теплоты не должны иметь теперь в наших глазах достоинства непреложной истины.

Лучшая часть человечества, по всей вероятности, никогда не погибнет, но будет переселяться от солнца к солнцу по мере их погасания. Через многие дециллионы лет мы, может быть, будем жить у солнца, которое еще теперь не возгорелось, а существует лишь в зачатке, в виде туманной материи, предназначенной от века к высшим целям.

Ėсли мы уже теперь имеем возможность немного верить в бесконечность человечества, то что будет через несколько тысяч лет, когда возрастут наши знания и разум!

Итак, нет конца жизни, конца разуму и совершенствованию человечества. Прогресс его вечен. А если это так, то невозможно сомневаться и в достижении бессмертия.

Смело же идите вперед, великие и малые труженики земного рода, и знайте, что ни одна черта из ваших трудов не исчезнет бесследно, но принесет вам в бесконечности великий плод.



ИССЛЕДОВАНИЕ МИРОВЫХ ПРОСТРАНСТВ РЕАКТИВНЫМИ ПРИБОРАМИ

(дополнение к I и II части труда того же названия)

Я ищу поддержки моим стремлениям быть полезным и вот почему привожу тут все мне известное, что может внушить доверие к моим трудам.

Тяжело работать в одиночку многие годы при неблагоприятных условиях и не видеть ниоткуда просвета и содействия.

Из всех статей о «ракете» все-таки видно, что мы очень далеки с нашими современными техническими средствами от достижения требуемой скорости.

Здесь я хотел бы, в свою очередь, популяризовать свои мысли, сделать некоторые к ним пояснения и опровергнуть взгляд на «ракету» как на что-то, чрезмерно далекое от нас.

Вот некоторые из теорем, доказанных мною ранее, здесь же я буду их только пояснять, если они не совсем убедительны.

Теорема 1. *Пусть сила тяжести не уменьшается с удалением тела от планеты. Пусть это тело поднялось на высоту, равную радиусу планеты; тогда оно совершит работу, равную той, которая необходима для полного одоления силы тяжести планеты.*

Для Земли, например, и тонны вещества эта работа равна 6 366 000 тоннометров [1]. Если снаряд, как у Эсно Пельтри, работает 24 минуты и весит тонну, то нетрудно рассчитать, что в секунду его двигатель должен давать «ракете» работу в 4420 тоннометров, или 58 800 лошад[иных] сил, а не 400 000, как рассчитывает Эсно Пельтри *.

У меня взрывание быстрее и продолжается только 110 сек. Таким образом, в секунду снаряд весом в тонну должен выделить 57 870 тонно-

* См. статью К. Е. Вейгелина. «Природа и люди», 1914, № 4. Без сомнения, я тут исправляю опечатки, а не ошибки Эсно Пельтри.

метров, что составляет 771 600 лошадиных сил. Все, конечно, скажут: возможно ли это?! Снаряд весом всего в тонну, или 61 пуд, выделяет чуть ли не миллион лошадиных сил!!

Самые легчайшие двигатели выделяют в настоящее время на тонну (1000 кг) своего веса не более 1000 лош[адиных] сил.

Но дело в том, что здесь речь идет не об обычных двигателях, а о снарядах, подобных пушке.

Представьте себе пушку длиною в 10 м, выбрасывающую снаряд в тонну весом со скоростью 1 километра в секунду.

Это недалеко от действительности. Какова же работа, произведенная взрывчатым веществом и полученная ядром? Нет ничего легче, как рассчитать, что она составляет около 50 000 тоннометров— и это в течение малой доли секунды. Средняя скорость ядра в пушке не менее 500 м в 1 сек. Следовательно, пространство в 10 м ядро пробегает в $^1/_{50}$ сек. Значит, работа пушки в секунду составит 2 500 000 тоннометров, или около 33 300 000 лошад[иных] сил.

Отсюда видно, что полезная работа артиллерийского оружия в 566 раз больше, чем требует ракета Эсно Пельтри, и в 43 раза больше, чем мой реактивный прибор.

Итак, в количественном отношении нет ничего общего между реактивными снарядами и обыкновенными моторами.

Теорема 2. *В среде без тяжести окончательная скорость «ракеты», при постоянном направлении взрывания, не зависит от силы и порядка взрывания, а только от количества взрывчатого материала (по отношению к массе «ракеты»), его качества и устройства взрывчатой трубы.*

Теорема 3. *Если количество взрывчатого материала равно массе «ракеты», то почти половина работы взрывчатого вещества передается ракете.* Этому легко поверить — стоит только вообразить два одинаковых по массе шара и между ними распрямляющуюся пружину. Она разделит, при распрямлении между шарами, поровну заключенную в ней работу.

Если, напр[имер], имеем ядро с трубой и вырывающуюся из нее такую же массу водорода при нулевой температуре, то скрывающаяся энергия водорода разделится пополам, причем одна половина передастся ядру. Скорость молекул водорода, как известно, составляет около двух километров в секунду. Поэтому ядро получит скорость около 1410 м в секунду. Но если принять в расчет теплоемкость водорода или вращательное движение двух атомов, из которых состоит каждая молекула водорода, то ядро получит около 2 км скорости в секунду.

После этого уже нетрудно поверить моим расчетам, по которым выходит, что при химическом соединении водорода с кислородом скорость новообразованных молекул воды, вырывающихся из неподвижной трубы,

составляет более 5 км в секунду; следовательно, скорость, полученная подвижной трубой такой же массы, более $3\,^1/_2$ км в секунду. Действительно, если бы вся теплота горения передалась соединению, т. е. водяному пару, то температура его достигла бы 10 000° Ц (если бы не было его расширения); при этом скорость частиц пара будет, приблизительно, в 6 раз больше, чем при нуле (+273° абс. темп.).

Скорость молекул водяного пара при нуле, как известно, более 1 килом[етра] в секунду, следовательно, при образовании пара из кислорода и водорода развивается, благодаря химической реакции, скорость до 6 км в секунду.

Я, конечно, только делаю грубую и наглядную проверку моих прежних вычислений.

Итак, когда масса гремучего газа равна массе «ракеты», то секундная скорость ее в $3^1/_2$ км весьма естественна, и число это очень скромное.

Теорема 4. *Когда масса ракеты плюс масса взрывчатых веществ, имеющихся при реактивном приборе, возрастает в геометрической прогрессии, то скорость «ракеты» увеличивается в прогрессии арифметической.*

Этот закон выразим двумя рядами чисел:

Масса:	2	4	8	16	32	64	128	. . . . . .
Скор[ость]: . . .	1	2	3	4	5	6	7	. . . . . .

Положим, например, что масса ракеты и взрывчатых веществ составляет 8.

Я отбрасываю 4 единицы взрывч[атых] вещ[еств] и получаю скорость, которую мы примем за единицу.

Затем я отбрасываю 2 единицы взрывч[атого] материала и получаю еще единицу скорости; наконец, отбрасываю последнюю единицу массы взрывчатых веществ и получаю еще единицу скорости; всего 3 единицы скорости.

Из этой теоремы видно, что скорость далеко не пропорциональна массе взрывчатого материала: она растет весьма медленно, но беспредельно.

Есть наиболее выгодное относительное количество взрывчатых веществ, при котором их энергия используется лучше всего. Это число близко к 4.

Но абсолютные скорости «ракеты» все-таки тем больше, чем запас взрывчатых веществ значительнее. Вот запас этого материала и соответствующие секундные скорости в километрах:

1	3	7	15	31	63	127	256	. . . .	(масса взрывч[атого] материала)
$3^1/_2$	7	$10^1/_2$	14	$17^1/_2$	21	$24^1/_2$	28	. . . .	(скорости)

Теорема 5. *В среде тяжести, напр[имер] на Земле, при вертикальном поднятии «ракеты» часть работы взрывчатых веществ*

пропадает — и тем бо́льшая часть, чем ближе давление вырывающихся газов на ракету к весу последней.

Если, напр[имер], «ракета» со всем содержимым весит тонну и давление взрывчатых веществ на снаряд тоже составляет тонну, то утилизации нет или она равна нулю, т. е. взрывание безрезультатно, так как «ракета» стоит на одном месте и энергия ей не передается.

Вот почему в моих проектах давление на «ракету» я принимаю в 10 раз бо́льшим, чем вес снаряда со всем в нем находящимся.

Эсно Пельтри, принимая вес ракеты в одну тонну (61 пуд), на взрывчатые вещества отделяет одну треть, или 20 пудов. Если это радий, притом отделяющий свою энергию в миллионы раз быстрее, чем это есть на самом деле, то межпланетные полеты обеспечены.

Я сам мечтал о радии. Но в последнее время я произвел вычисления, которые мне показали, что если направить частицы (альфа и бета), выделяемые радием, в одну сторону параллельным пучком, то вес его уменьшается, приблизительно, на одну миллионную долю его собственного веса [2]. . .

После этого я бросил мысль о радии. Всякие открытия возможны, и мечты неожиданно могут осуществиться, но мне бы хотелось стоять, по возможности, на практической почве.

Эсно Пельтри вычисляет, что 20 пудов гремучего газа могут передать «ракете» только $^1/_{130}$ требуемой работы, необходимой для освобождения от силы тяжести.

По моим расчетам, передается даже меньшая часть, именно только $^1/_{540}$. Причина не только в том, что относительное количество (1/3) взрывчатых веществ незначительно, но главным образом еще в том, что давление газов на снаряд у Эсно Пельтри принимается лишь на одну десятую превышающим вес «ракеты». Эта разница в 100 раз меньше, чем какую принимаю я.

На основании последней теоремы (5) мы видели, чтовзрывание в среде тяжести может быть даже безрезультатным, если давление газов на прибор будет равно его весу.

Действительно, относительное количество взрывчатых веществ (1/3) у Эсно Пельтри далеко от наиболее благоприятного (4); поэтому, согласно моим таблицам, снаряд приобретает скорость не более $1^1/_2$ км в секунду и то при давлении газов, как у меня. Но так как у него это давление в 9 раз меньше, то утилизируется в 10 раз меньше, и скорость будет только около 0,5 км [в сек.]. Для одоления же земной тяжести нужно иметь более 11 км в секунду; следовательно, скорость должна быть в 22 раза больше, а энергия, потребная для этого, будет в 484 раза больше.

Опять повторяю, что ошибки, замеченные мною в докладе Эсно Пельтри, есть, вероятно, простые опечатки, как это часто бывает; но думаю, что небесполезно их исправить.

Успешное построение реактивного прибора и в моих глазах представляет громадные трудности и требует многолетней предварительной работы и теоретических и практических исследований, но все-таки эти трудности не так велики, что бы ограничиться мечтами о радии и о несуществующих пока явлениях и телах.

Можно ли забрать потребный запас взрывчатых веществ, превышающий вес «ракеты» в десятки раз?

Представим себе, что половина удлиненной веретенообразной «ракеты» заполнена жидкими свободно испаряющимися взрывчатыми веществами.

Эти вещества находятся под влиянием усиленной относительной тяжести вследствие ускоренного движения «ракеты», и потому стенки последней испытывают от жидкостей давление большее, чем при неподвижном положении ракеты на Земле. Расчеты показывают, что при стальном материале, при надежной (6) прочности, при «ракете» длиною в 10 м и при тяжести, превышающей земную в 5 раз, вес взрывчатых веществ может быть в 50 раз больше веса «ракеты» с остальным содержимым [3]. И это при самом заурядном материале и большом запасе прочности. Теория также показывает, что при увеличении размеров «ракеты» относительный запас взрывчатых веществ убывает, и наоборот. Поэтому выгоднее давать «ракете» возможно малые размеры: 10 м длины — величина, вполне достаточная.

Другой важный вопрос — о температуре взрывающихся материалов. Расчеты показывают, что при свободном (как в нашей взрывной трубе) расширении продуктов соединения гремучего газа наибольшая температура их должна достигать 8000° Ц.

Но на практике в горящем гремучем газе даже не плавится известь. Следовательно, температура далеко не так высока. Причина в явлении диссоциации.

Когда водород и кислород начинают химически соединяться, то температура настолько повышается, что препятствует большой части молекул образовать химическое соединение, так как при высокой температуре оно невозможно. Вода начинает разлагаться на водород и кислород уже при 1000° Ц. Девиль нашел температуру разложения водяного пара от 900 до 2500°. Поэтому можно думать, что наибольшая температура горящего гремучего газа не превышает 2500° Ц.

Не так уже непреодолимо разыскание материалов, выдерживающих такую температуру.

Вот некоторые известные мне температуры плавления тел: никель — 1500°, железо — 1700°, индий — 1760°, палладий — 1800°, платина — 2100°, иридий — 2200°, осмий — 2500°, вольфрам — 3200°, углерод не расплавлен даже при 3500° Ц. С одной стороны, взрывная труба должна усиленно охлаждаться, с другой — исследователи должны изыскивать вещества и прочные, и тугоплавкие.

Изыскания должны быть также направлены с целью найти наиболее подходящие вещества для взрывания. Из всех известных химических реакций наибольшее количество теплоты дает соединение водорода с килородом.

Вот сколько выделяется тепла на единицу веса взятых веществ при соединении их с кислородом. Водород при образовании воды дает 34 180, а при образовании пара — 28 780, уголь при образ[овании] углекислого газа — 8080, углеводороды от 10 до 13 тысяч калорий. Но нам важны не эти числа, а те, которые приходятся на единицу массы продуктов горения: только они дают нам представление о пригодности для «ракеты» горючих материалов. На единицу массы паров воды найдем калорий 3200, углекислого газа — 2200, бензина — 2370. Вообще, углеводороды при горении, на единицу своей массы, дают число большее, чем для углерода, т. е. большее 2200, но не доходящее до 3200. Чем больше в углеводороде водорода, тем выгоднее он для «ракеты». Нельзя брать материалы, дающие нелетучие продукты, как, например, окись кальция или известь.

Один из газов в жидком виде, именно предпочтительно кислород, полезен как средство, охлаждающее взрывную трубу. Водород же в жидком виде может быть заменен жидкими или легко сгущающимися в жидкость углеводородами. Надо искать такие соединения водорода с углеродом, которые, содержа возможно больше водорода, образовались при своем получении из элементов с поглощением теплоты, как, напр[имер], ацетилен, который, к сожалению, мало содержит водорода. В последнем отношении больше удовлетворяет терпентин, или скипидар, и еще больше метил, или болотный газ, последний нехорош тем, что трудно сгущается в жидкость.

Подобные же соединения не мешает отыскивать и для кислорода.

Надо найти непрочные соединения его с самим собою (вроде озона) или с другими телами, которые бы давали прочные и летучие продукты при соединении с элементами углеводорода, притом с большим выделением тепла.

Если для «ракеты» вместо водорода употребим бензол или бензин, то для того случая, когда масса взрывчатых материалов равна массе «ракеты» с ее остальным содержимым, найдем скорость вылетающих из трубы частиц не в 5700 м [в сек.], а только в 4350. А скорость «ракеты» будет только 3100 м в 1 сек. Поэтому теперь получим такую таблицу масс взрывчатого материала и скоростей ракеты:

Масса:	1	3	7	15	31	63	127 . . . .
Скорость в км [в сек.]:	3	6	9	12	15	18	21 . . . .

Этих скоростей также достаточно и для междузвездных путешествий.

Углеводороды выгодны, потому что дают очень летучие продукты: водяной пар и углекислый газ; кроме того, жидкий углеводород при обык-

новенной температуре не поглощает значительного количества теплоты при своем нагревании, как жидкий и очень холодный чистый водород.

Важен вопрос о весе взрывной трубы. Для этого нужно знать давление газов внутри ее. Вопрос этот очень сложный и требует обстоятельного математического изложения (и я его подготовляю для печати). Здесь же мы его только слегка коснемся.

Представим себе начало взрывной трубы, куда в определенном отношении притекают газы в жидком виде (хоть водород и кислород). Только часть атомов вступает в химическое соединение, потому что повысившаяся до 2500° температура мешает соединению прочих атомов. Предполагая плотность смеси газов в единицу, найдем, что упругость их, принимая в расчет высокую их температуру, не превысит 5 тысяч атмосфер, или около 5000 кг на кв. сант[иметр] поверхности трубы в самом ее начале.

При движении газов в трубе и их расширении температура их должна бы понизиться; но этого некоторое время не будет, так как понизившаяся температура сейчас же даст возможность продолжиться химической реакции, что опять повысит температуру до 2500°. Итак, до некоторой степени расширения газов их температура остается постоянной, так как восстановляется теплотою горения.

После полного соединения атомов и образования водяного пара начнется быстрое понижение температуры. Вычисление показывает, что при ушестеренном увеличении объема абсолютная температура понижается вдвое. На этом основании составим следующую таблицу расширении и соответствующих абсолютных и обыкновенных температур (приблиз[ительно]) [4].

Расширение	1	6	36	216	1296	7776
Темп[ература] абсол[ютная]	2800	1400	700	350	175	87
Темп[ература по] Цельсию	+2500	+1100	+400	+50	—125	—213

Из этого видно, что при расширении раз в 200 уже выделяется почти вся теплота, превращающаяся в работу поступательного движения газов и «ракеты». При дальнейшем расширении пар обращается в жидкость и даже в кристаллы льда, мчащиеся с поразительной быстротой из трубы.

Так вот какова грубая картина явлений во взрывной трубе.

Положим, для простоты, что она цилиндрической формы, и определим ее наибольшую толщину и площадь дна.

Пусть вес «ракеты» с человеком и всеми ее органами и запасами, кроме запаса взрывчатых веществ, составит одну тонну; их количество примем в 9 т.

Давление на «ракету» положим в 5 раз больше ее веса. Относительная ее тяжесть и всех предметов в ней будет 5, т. е. в 5 раз больше тяжести на Земле. Человек должен быть в лежачем положении, погружен в футляр с водой. При этом можно ручаться за полную безопасность его тела.

Итак, давление газов на «ракету» или на дно трубы составит 50 тонн, или 50 000 кг. А так как газы в начале трубы дают 5000 кг давления на кв[адратный] сантиметр, то площадь основания трубы составит 10 кв. см. Толщину стенок трубы, принимая лучшую сталь и обычную безопасность (6), вычислим равной 4,5 см при внутреннем диаметре в 3,6 см. Значит, внешний диаметр будет менее 13 см, а внутренний — менее 4 см.

Вес дециметра такой трубы будет около 10 кг, а одного метра — 100 кг, но не надо забывать, что вес трубы должен быстро убывать при удалении от ее начала, так как газы быстро расширяются и давление их пропорционально уменьшается, не говоря уже про понижение температуры, которое начинается не сразу, но отступая несколько от начала трубы.

Все-таки видно, что труба поглощает очень много из веса «ракеты». Поэтому изыскания должны быть также направлены в сторону отыскания материалов, гораздо более крепких, чем обычная сталь, которая может и не удовлетворить нашим целям, помимо ее легкоплавкости.

Определение полного веса трубы без высшей математики затруднительно. Оставляем этот вопрос до более обстоятельного трактата.

Взрывчатые материалы надо каким-либо способом вдавливать в трубу; на это требуется громадная работа, составляющая одну из трудностей дела. Но не надо закрывать глаза. Если «ракета» весит тонну, взрывчатый материал — 9 т, ускорение «ракеты» — 50 м[в сек^2.], то давление на нее при наклонном (более выгодном) восхождении составит около 50 тонн.

Начальная упругость газов и давление на дно трубы будет 50 тонн. Давление газов на 1 кв. см мы приняли в 5 тонн. Теперь, из этих данных, найдем, что для получения скорости в 10 км в секунду взрывание должно продолжаться около 200 сек.; трубе мы должны доставлять в секунду около 45 кг взрывчатого материала.

Скорость их течения, предполагая их среднюю плотность в единицу, будет около 45 м в сек. Работа их вталкивания, при огромном давлении в устье, составит работу в 2250 тоннометров в течение одной секунды, что составит 30 000 паровых лошадей!!

Получили результат, немыслимый для двигателей при настоящем состоянии техники. Поэтому от накачивания обыкновенными способами надо отказаться. Всего проще вкладывать в трубу известный заряд и дать ему взорваться и улетучиться. Затем, при отсутствии давления в трубе, вдвинуть другой заряд, и т. д. Это должна производить машина и притом с необыкновенной быстротой. Затруднения мы видим и тут.

Заметим, что полезная работа взрывчатых веществ в нашем снаряде в среднем будет не менее 400 000 лошадиных сил, что составляет в 13 раз более работы вдавливания взрывчатого материала в трубу. Нельзя ли вдавливать этот материал работою самого взрывания, как инжектор Жиффара вдавливает воду в паровик силою давления находящегося в нем пара?

У самого устья трубы должно быть ответвление, по которому газы поворачивают опять к устью и, в силу своей быстроты, втягивают и вталкивают взрывчатый материал непрерывной струей в самое устье взрывной трубы.

Без сомнения, это было бы осуществимо, если бы нашлись подходящие по тугоплавкости и крепости строительные материалы.

Если принять во внимание громадную силу давления газов на «ракету», достигающую 5 тонн и более на тонну «ракеты», то вопрос об управлении ракетой не покажется легким. Сгибая выходной конец взрывной трубы и изменяя тем направление вылетающих газов, мы вызываем боковое давление и изменение положения ракеты. Но общее давление на нее так велико, что прежде чем вы повернете раструб (или руль в нем), ракета уже получила сильное уклонение или даже перевернулась. Ракетам и вообще снарядам, построенным для военных целей, ради устойчивости в направлении, придают быстрое вращательное движение вокруг продольной оси. С нашей «ракетой» этого сделать нельзя, потому что вращение вызовет центробежную силу, от которой пострадает живое существо. Но можно достигнуть устойчивости, если в «ракете» поместить два быстро вращающихся тела, оси вращения которых взаимно-перпендикулярны. Это увеличит вес «ракеты», что непривлекательно. Можно проще и экономнее достигнуть того же, если взрывной трубе придать несколько оборотов (см. черт.— [стр. 218]); одни обороты будут параллельны продольной оси «ракеты», а другие перпендикулярны [5]. Хотя масса струи газов и ничтожна, но вознаградит ее поразительная скорость их, достигающая 5 км в секунду.

Если, напр[имер], плотность газов в 400 раз меньше плотности вращающегося диска, а скорость их в 20 раз больше скорости диска, то сопротивление вращению «ракеты», благодаря действию газов, будет такое же, как и от диска, при одинаковых массах.

Даже в среде образованных людей представления о явлениях в «ракете» при ее восхождении очень смутны. У писателей-фантазеров описания относительных явлений или отсутствуют, или неверны.

Кажущаяся тяжесть в «ракете» зависит от ускорения, получаемого ею от давления газов. Так, если ускорение «ракеты» 50 м в сек [2], то относительная тяжесть в ней будет в 5 раз больше земной, так как ускорение последней составляет 10 м [в сек^2.]. Поэтому во время взрывания в ракете будет усиленная тяжесть в течение 3—4 минут; после прекращения взрывания тяжесть как бы уничтожится, так как ускорение от взрывания будет нуль. Усиленную тяжесть можно легко перенести, погрузившись в крепкий футляр человеческой формы, вмещающий очень немного воды. Должны быть произведены предварительные опыты с помощью большой центробежной машины, также рождающей относительную тяжесть.

Такие же опыты нужно произвести с целью выработать условия,

необходимые для дыхания и питания человека при окружающем «ракету» безвоздушном пространстве.

Вышеприведенное уже дает представление об устройстве реактивного снаряда для космических путешествий. Теперь всего уместнее указать на схематический чертеж «ракеты» и привести соответствующее описание (см. черт.).

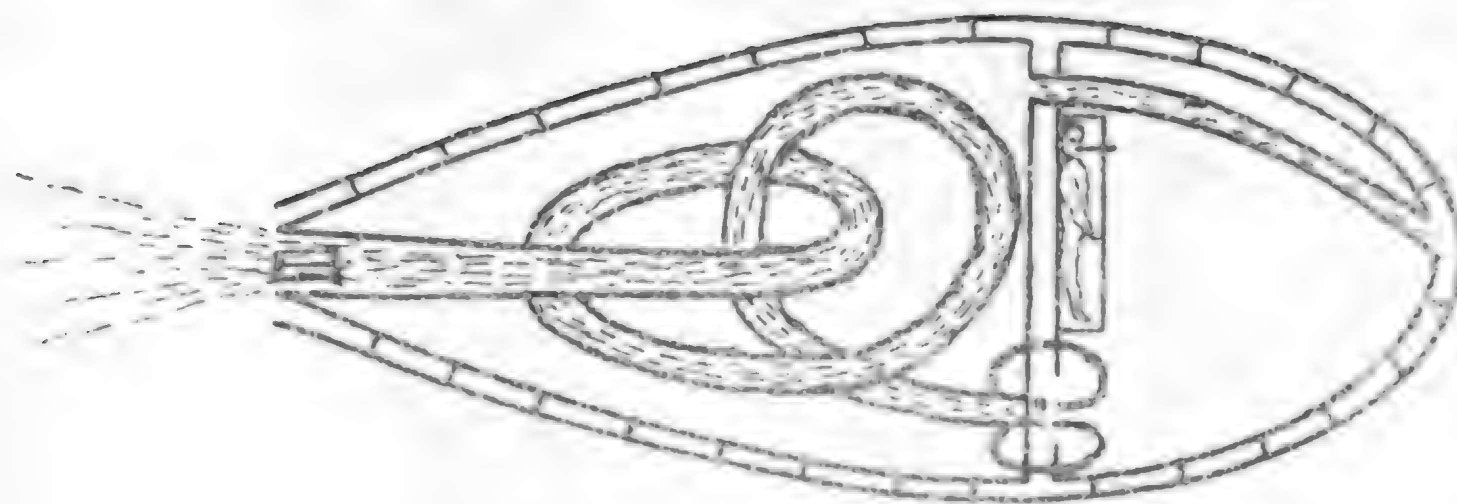


Схема «ракеты»

Левая, задняя, кормовая половина «ракеты» состоит из двух камер, разделенных не обозначенной на чертеже перегородкой.

Первая камера содержит жидкий свободно испаряющийся кислород. Он имеет очень низкую температуру и окружает часть взрывной трубы и другие детали, подверженные высокой температуре.

Другое отделение содержит углеводороды в жидком виде. Две черные точки внизу (почти посредине) означают поперечное сечение труб, доставляющих взрывной трубе взрывчатые материалы. От устья взрывной трубы (см. кругом двух точек) отходят две ветки с быстро мчащимися газами, которые увлекают и вталкивают жидкие элементы взрывания в устье, подобно инжектору Жиффара или пароструйному насосу.

Свободно испаряющийся жидкий кислород в газообразном и холодном состоянии обтекает промежуточное пространство между двумя оболочками «ракеты» и тем препятствует нагреванию внутренности «ракеты» при быстром движении ее в воздухе.

Взрывная труба делает несколько оборотов вдоль «ракеты» параллельно ее продольной оси и затем несколько оборотов перпендикулярно к этой оси. Цель — уменьшить вертлявость «ракеты» или облегчить ее управляемость. Эти обороты быстродвижущегося газа заменяют массивные вращающиеся диски [6]. Правое носовое изолированное, т. е. замкнутое со всех сторон, помещение заключает:

1. Газы и пары, необходимые для дыхания. 2. Приспособления для сохранения живых существ от упятеренной или удесятеренной силы

тяжести. 3. Запасы для питания. 4. Приспособления для управления, несмотря на лежачее положение в воде. 5. Вещества, поглощающие углекислый газ, миазмы и вообще все вредные продукты дыхания.

Сделаем здесь еще грубые расчеты [8] для сравнения артиллерийских орудий с ракетной трубой.

Хотя я и читал, что ядра при опытах получали скорость до 1200 м в 1 сек., но на практике довольствуются скоростью в 500 м [в сек.]. При этом, не считая сопротивления воздуха, ядро, двигаясь вертикально, поднимается на высоту $12^1/_2$ км. При полете под углом в 45° оно проходит наибольшее расстояние в горизонтальном направлении, именно 25 км (23 в[ерсты]). Летит ядро в первом случае около 100 сек., во втором — 70.

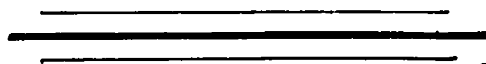
При скорости же в 1000 м [в сек.] наибольшее поднятие — 50 км, а наиб[ольшее] горизонтальное перемещение — 100 км. Время полета будет вдвое больше.

При 14-дюймовом орудии, длине его в 10 м и снаряде (ядре) весом в 1 тонну, найдем, что среднее давление в пушке на кв. сант[иметр] составит около 1250 кг, или 1250 атмосфер. При удвоенной же скорости ядра среднее давление достигает 5000 атмосфер. Максимальное, конечно, гораздо больше. Следовательно, в пушке давление близко к давлению, принятому нами в «ракете» (5 тысяч атм.).

Приняв в нашей пушке массу взрывчатых веществ в 1 тонну, а время движения ядра в канале — в $^1/_{25}$ сек. (окончательная скорость 500 м [в сек.]), найдем, что в среднем в секунду расходуется 25 тонн.

В нашей же «ракете» только 45 кг, т. е. в 555 раз меньше. Понятно, что массивность ракетной взрывной трубы небольшая.

Во взрывной трубе «ракеты» выбрасываются не тяжелые ядра, а только молекулы газов. Естественно, что скорость их гораздо больше скорости ядер и достигает 5 км в секунду. Такого же порядка и скорость, получаемая «ракетой». Горячие газы отдают свою работу пушечному ядру далеко не в полном виде, но только пока находятся в пушечном канале. Выходя из него, они еще имеют громадную упругость и высокую температуру, что доказывается громом и светом орудийного выстрела. Постепенно расширяющаяся взрывная труба «ракеты» настолько длинна, что температура и упругость выходящих из раструба газов совершенно ничтожны. Таким образом, в «ракете» энергия химической реакции используется почти без остатка.



КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ

Если на тело снизу будет производиться давление, большее его веса, то оно не только будет подыматься, но и будет непрерывно ускорять свое движение. Через некоторое время оно получит скорость, которой может быть досточно для вечного удаления от Земли и даже Солнца.

Вот основание для межпланетных и межзвездных (межсолнечных) путешествий.

Для удаления снаряда от Земли и блуждания его на годовом пути (орбите) нашей планеты довольно относительной скорости (т. е. по отношению к Земле, считая ее неподвижной) в 11,2 км [в сек.] (11 верст в секунду), а для вечного удаления от Солнца достаточно относительной секундной скорости в $16^1/_2$ км (16 верст) *. В последнем случае необходимо воспользоваться суточным и в особенности годовым движением Земли. Иначе, требуемые скорости окажутся чудовищными [1].

Для вечного полета кругом Земли, за атмосферой, нужна секундная скорость, не меньшая 8 км. Тогда наш снаряд будет подобен маленькой Луне.

Приводимые скорости не кажутся чрезмерными, если мы напомним, что скорость снарядов при вылете из пушечного дула достигает 2 км в секунду, а вылет продуктов самых энергичных взрывчатых веществ, в пустоте,— 5 км [в сек.].

Итак, вопрос сводится к тому, чтобы производить на тело давление, в несколько раз большее веса этого тела. Напр[имер], на тонну прибора — две, три, десять тонн.

Какие же для того люди имеют средства?

Прежде всего приходят в голову пушки: с взрывчатыми материалами (порохом, напр.), со сжатыми газами, с перегретыми летучими жидкостями, электромагнитные и т. д.

---

* Все приводимые тут числа и соображения основаны на вычислениях, содержащихся в моих изданных и неизданных трудах. (*Автор*).

Но тут возникает немало неодолимых препятствий.

Допустим, для простоты, что давление газов в пушке одно и то же во все время взрывания. Пусть снаряд (ядро) весит тонну (61 пуд), а давление газов на него 2 тонны. Секундное ускорение (прибавка скорости в 1 секунду) будет вдвое больше земного, и потому в ядре появится кажущаяся относительная тяжесть, вдвое бо́льшая земной. Одним словом, во сколько раз будет давление газов на ядро больше его обыкновенного веса, во столько же раз и кажущаяся тяжесть в ядре будет больше земной тяжести. ⟨Тогда, чтобы получить достаточную для одоления тяжести скорость, пушка должна иметь длину в 3000 верст.⟩

Если же пушка будет длиною в 60 км (верст), то тогда давление, требуемое для приобретения достаточной скорости, будет в 100 раз больше обычного веса ядра со всем содержимым. При этом вес тел в нем увеличится во 100 раз. Путешественник, весящий 100 кг (6 пудов), будет во время взрывания и давления газов весить 10 тонн (600 пудов). Рука его, весом в 10 фунтов, будет тянуть с силой 25 пудов. Такую тяжесть едва ли вынесет живое существо, даже при самых лучших предохранительных средствах.

При пушке в 600 км средняя кажущаяся тяжесть увеличивается в 10 раз. И эта тяжесть едва ли терпима для человека, и то при погружении в жидкость такой же плотности, как средняя плотность его тела.

Поясним значение жидкости как предохранительного средства. Положим, что вы погружены в жидкость такой же плотности, как средняя плотность вашего тела, и дышите через трубочку, выходящую на воздух. Ваш вес как бы исчезает, он уравновешивается давлением воды, вы не поднимаетесь и не опускаетесь, вы находитесь в равновесии на всякой глубине (сжатием тел пренебрегается). Пусть теперь тяжесть увеличилась в миллион раз. Вы по-прежнему будете находиться в равновесии и не почувствуете этой усиленной тяжести. Она по-прежнему для вас не существует. ⟨В самом деле, хотя тяжесть вашего тела и увеличилась в 1 000 000 раз, но и давление воды возросло в столько же раз. Значит, равновесие не нарушается.⟩ Итак, жидкость как бы предохраняет человека от ужасных последствий при любом увеличении тяжести. Недаром же природа прибегает к тем же приемам, когда хочет сохранить нежные организмы от грубой силы тяготения и толчков. Натура погружает зародыши животных в жидкости, также окружает ими мозг высших животных.

Так бы было, если бы тело человека было вполне однородно по своей плотности. Но в том то и дело, что этого, к сожалению, нет. Кости гораздо плотнее мускулов, а мускулы плотнее жира. Кости, при возрастающей силе тяжести, будут тянуть книзу, а жир стремиться кверху. Эта разность давлений может разрушить любой организм при достаточно большой силе тяготения.

Только опыт может определить ту наибольшую относительную тяжесть, которую может безопасно для своего здоровья вынести человек. Десятикратное ее усиление считаем возможным; но и тогда пушка должна иметь длину в 600 км. При такой длине неизбежно ее располагать горизонтально. Стоимость ее неимоверна и осуществимость маловероятна. Притом сопротивление воздуха при горизонтальном (или малонаклонном) полете и громадной начальной скорости уничтожит большую часть кинетической энергии снаряда, и он не достигнет своей цели.

Электромагнитные, или другой системы, пушки дадут неизбежно те же плачевные результаты.

Приобретать скорость можно еще, опираясь на воздух, как аэроплан или дирижабль. Но приобретенные этим путем скорости чересчур далеки от требуемых. 100 м скорости [в сек.] аэроплана (360 км в час) составляют лишь одну стодвадцатую (менее 1%) необходимой для полного одоления земной тяжести. С такой скоростью даже не выскочить из атмосферы.

Трудно надеяться, чтобы обыкновенный, не реформированный аэроплан мог получить космическую скорость. Прежде всего прочность самых лучших строительных материалов не позволяет колесу или воздушному винту (независимо от величины его диаметра) иметь скорость по его ободу (или по окружности), большую 200—400 м в секунду. Таким образом, секундная скорость аэропланов должна ограничиться 100—200 м (360—720 км в час).

Но они могут быть преобразованы и приводиться в движение иным путем, без винтов, именно путем отбрасывания воздуха особыми сложными турбинами. Этот способ имеет некоторые преимущества, так как дает [2] неограниченно большой материал для отбрасывания (излекаемый из атмосферы), а также и кислород для горючего. Впрочем, кислород на значительной высоте (100—200 км) почти исчезает и заменяется водородом [3]. Может быть возможно будет воспользоваться и им, как горючим.

Еще проще аэропланы приводить в действие взрыванием заранее запасенных взрывчатых веществ. Но тогда уже аэроплан превращается в гигантскую ракету. Этот прием как бы хуже предыдущего. Действительно, приходится запасать не только горючее, но и кислород, вес которого в восемь раз больше самого легчайшего топлива — водорода. Такой прибор, сравнительно с предыдущим, девятикратно обременяется запасами потенциальной энергии ⟨(в форме взрывчатых веществ). Теоретически, на некоторой высоте должна получиться взрывчатая смесь из кислорода, азота и водорода. Правда, эта смесь очень разреженная, но ее можно сгустить посредством сложных центробежных насосов. Тогда ракета может отправляться без больших запасов топлива и приобретать даром громадные скорости в разреженном слое воздуха [4].⟩

Наконец, есть третий, самый завлекательный способ приобретения скорости. Это — передача энергии снаряду извне, с Земли. Сам снаряд

может не запасаться материальной (т. е. весомой, в виде взрывчатых веществ или горючего) энергией. Она ему передается с планеты в образе параллельного пучка электромагнитных лучей, с небольшой длиной волны. Если размер ее не превышает нескольких десятков сантиметров, то такой электромагнитый «свет» может направляться параллельным пучком ⟨с помощью⟩ большого вогнутого (параболического) зеркала к летящему аэроплану и там уже давать работу, необходимую для отбрасывания частиц воздуха или запасного «мертвого» материала — для получения космической скорости ⟨еще в атмосфере⟩. Этот параллельный пучек электрических или даже световых (солнечных) лучей и сам должен производить давление (в существовании которого можно еще сомневаться) [5], которое также может дать достаточную быстроту снаряду. В таком случае не надо й запасов для отброса.

Последний способ как бы самый совершенный. Действительно на Земле может быть построена силовая станция неограниченных почти размеров, с производством многомиллионной электрической энергии. Она отбрасывает ее и передает летящему аппарату, который сам уже не нуждается в запасах специальной энергии (т. е. для приобретения скорости). Он содержит только людей и необходимое для их жизни и продолжения ее во время пути, или постоянного жительства в эфире. Этим очень бы облегчилась задача межпланетных сообщений и колонизации солнечной системы.

Но все это чересчур гипотетично (сомнительно) и даже мало достаточно для расчетов. Кроме того, если мы найдем необходимым для снаряда запас «мертвого» отброса, то не разумнее ли заменить его взрывчатым материалом, который помимо опорной роли содержит еще и драгоценную энергию. ⟨Впрочем, выгоднее на больших высотах, в атмосфере, пользоваться для отброса разреженным воздухом, который, конечно, придется сгущать сложными центробежными компрессорами. Когда в этом страшном разрежении получится скорость около 8 км в сек., то снаряд по спирали выйдет совсем из атмосферы и будет вращаться как Луна. Отсюда уже легко получить при[раще]ние скорости.⟩ [6]

Если же пользоваться только давлением пучка лучей, то будет ли достаточно такое давление и не сожжет ли оно наш снаряд, ⟨или не уничтожит ли людей!⟩

Давление солнечного света на расстоянии Земли не более 0,0007 грамма на квадр. метр. Чтобы произвести давление в 10 тонн (допуская, что снаряд без взрывчатых веществ — весит ⟨только одну⟩ тонну), или 10 миллионов граммов, нужна поверхность зеркала, не меньшая 16 000 000 кв. м.

Тогда ребро квадратного параболического рефлектора должно иметь не менее 12 600 м, или 12,6 км (12 верст). Нельзя считать это осуществимым, особенно в настоящее время. Притом поток лучей мгновенно распла-

вит самый тугоплавкий материал небесного корабля. Да и как направлять пучок энергии на непрерывно изменяющий свое положение аппарат? Такой способ движения [7] ставит ряд трудных вопросов, разрешение которых предоставим будущему. Но давление солнечного света, электромагнитных волн, электронов и частиц гелия (альфа лучи) может быть и сейчас применяемо ⟨в эфире⟩ к снарядам, успевшим уже победить тяготение Земли и нуждающимся только в дальнейшем космическом перемещении [8].

Мы указали на величину скоростей, необходимых для победы над тяжестью Земли, планет и Солнца, но мы не высчитали работу, потребную для получения этих скоростей.

Только определив работу тяготения, мы увидим ту мощность, которую должны выделять небесные экипажи.

Простое интегрирование (особое математическое действие) показывает, что она равна той, которая нужна снаряду или другому телу, чтобы подняться на радиус (полупоперечник) Земли, предполагая тяжесть неизменной, неуменьшающейся.

На самом деле, при удалении от поверхности планеты на радиус тяжесть уменьшается в 4 раза, на два радиуса — в 9 раз. Короче, она также быстро уменьшается с удалением от центра планеты, как притяжение магнита, которое становится незаметным даже на расстоянии нескольких шагов. После этого становится понятным, что работа тяготения не бесконечна, а, напротив, имеет определенную и не очень значительную величину (как работа удаления гвоздя от магнита).

Если тело имеет массу в одну тонну (61 пуд), то полная работа тяготения Земли, при удалении этой тонны, составит 6 367 000 тоннометров. Последнее число выражает и радиус Земли в метрах [9].

Сравним эту энергию с той, которой в настоящее время располагает человек.

Тонна водорода, при сгорании в кислороде, выделяет 28 780 тонноградусов (громадных калорий) или 12 300 000 тоннометров.

Значит, если бы эта энергия вся могла превратиться в механическую работу, то ее оказалось бы почти вдвое больше той, какая нужна, чтобы одной тонне топлива совершенно освободиться от силы земного притяжения.

Нефть дает до 13 000 калорий, или до 5 560 000 единиц работы, т. е. энергии нефти очень немного недостает для полного удаления ее массы от Земли.

Правда, в эфирном пространстве нет кислорода, и потому, если дело идет о ракетном приборе, то мы должны брать кислород с собой. Вообще мы должны поднимать: горючее, кислород и самый корабль со всеми людьми и его принадлежностями.

На тонну смеси, состоящей из водорода и кислорода, образующих

при химическом соединении воду, выделяется 1 600 000 тоннометров работы. Эта энергия составляет лишь четвертую долю той, какая нужна для полного отделения тяжести только одних продуктов горения (воды).

Бензин с кислородом дает на тонну 1 010 000 тоннометров. Это составляет уже меньше одной шестой потребной энергии.

Энергия радия и других подобных веществ огромна, но она выделяется так медленно, что абсолютно непригодна [10]. Так, тонна радия выделяет в течение 2000 лет около биллиона тоннометров, т. е. в миллион раз больше, чем уголь при образовании тонны продуктов (углекислого газа).

Но килогр[амм] радия дает около 130 калорий в час. Следовательно, кило[грамм] радия дает непрерывно работу рабочего при идеальном использовании. Тонна радия, при тех же условиях, дает около 100 лошадиных сил. Значит, и по своему весу радий в 10 раз менее продуктивен, чем аэропланные двигатели. Нечего и говорить, что потребного количества радия не найдется сейчас в распоряжении всего света, что стоимость его чудовищна и что не имеется еще и радиевого двигателя.

Но возможно применение отрицательных и положительных электронов, т. е. катодных и анодных (или каналовых) лучей; в особенности последних (низшая степень их скорости доходит до нескольких сот кило[метров] в секунду)[11], если удастся уменьшить их скорость во много раз (напр., в 100 раз). Я говорю о применении электричества, действие которого всегда сопровождается выбрасыванием ядер гелия и электронов. Явление франклинова колеса показывает, что скорость их может [быть] сильно ослаблена окружающей средой, причем они дают заметное давление. Это давление особенно может быть использовано в атмосфере, хотя и очень разреженной. Труднее использование его (давления) в пустоте, так как оно становится неизмеримо мало. Сила электричества, напротив, неограниченно велика и потому может дать могущественный поток ионизированного гелия, который может послужить для небесного корабля.

Но и эти мечты мы пока оставим и возратимся к нашим прозаическим взрывчатым материалам.

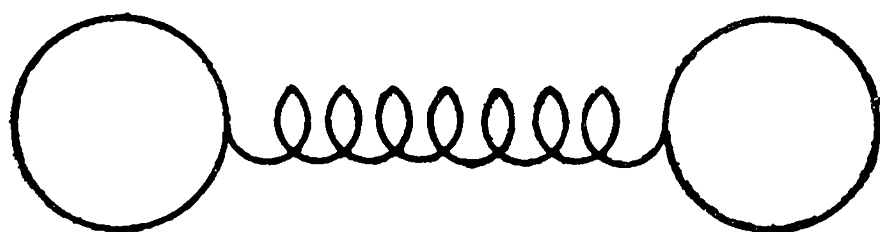
Выходит, что самые энергические взрывчатые вещества, при самых идеальных условиях, не в силах совершить полной победы над собственной тяжестью.

Все же мы сейчас докажем, что взрывчатые вещества, взятые в достаточном количестве, при некоторых условиях, могут придавать небесным кораблям любую скорость и таким образом осуществлять космические странствования.

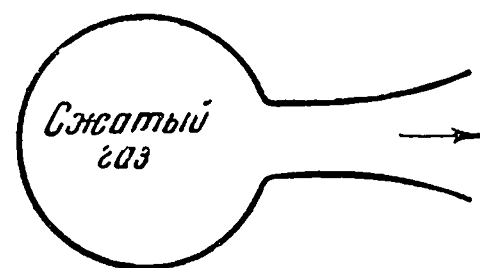
Допустим пока, что тяжести нет. Вот два тела равной массы и между ними сжатая спиральная пружина [черт. 1].

Пружина разжимается, и оба тела, бывшие до тех пор неподвижными, приобретают равные скорости. Будет приблизительно то же, если мы одно

из тел заменим равной массой сжатого газа, направленного трубой в одном направлении. В этом случае мы ограничимся одним полым шаром с раструбом и заключенным в нем сжатым газом или перегретой летучей жидкостью [черт. 2]. Газ вылетает в одну сторону, а такая же масса сосуда в другую. Скорости, как я говорил, только приблизительно равны.



[Черт. 1]



[Черт. 2]

Вместо газа или пара, для получения большей скорости, мы можем взять взрывчатые вещества вроде пороха, пироксилина, динамита и проч.

Скорость вылетающих взрывчатых веществ может достигать при достаточно длинной трубе (в пустоте) 5 км в секунду. Значит, и снаряд наш при равной массе с взрывающимся материалом может получить такую же скорость.

Но представим себе, что масса взрывчатых веществ в 3 раза больше веса ракеты с остальным содержимым. Вес ракеты мы принимаем за единицу; вес взрыв[чатых] веществ будет 3 ($2^2-1=3$).

Мы взрываем сначала две единицы. Оставшиеся две единицы получают секундную скорость в 5 км. После этого взрываем еще единицу. Получаем прибавку в 5 км [в сек.]. Снаряд получит скорость в 10 км [в сек.]. Теперь вообразим, что запас ракеты составляет 7 ($2^3-1=7$). Мы взрываем 4 единицы. Оставшиеся 4 единицы получают 5 км скорости [в сек.]. Взрываем 2 единицы. Оставшиеся получают еще 5 км [в сек.], всего 10 км в секунду. Наконец, третий раз взрываем 1 единицу. Пустая ракета той же массы еще получает 5 км [в сек.]; всего 15 км скорости в секунду. Далее запас взрывчатых веществ, сравнительно с массой ракеты, может быть последовательно: $2^4-1=15$; $2^5-1=31$; $2^6-1=63$; (2^n-1).

Соответствующие секундные скорости корабля будут $5\times4=20$; $5\times5=25$; $5\times6=30$; $5\times n$.

Очевидно, они безгранично возрастают, между тем как даже для межзвездных путешествий не надо скорости более 16—17 км в сек.

При нашем рассуждении мы отрешились от силы тяжести. В среде же тяготения часть работы взрывчатых материалов пропадает. Эта часть тем меньше, чем взрывание быстрее и чем ближе к горизонту движение снаряда.

Так, при моментальном взрывании пропажа энергии не существует. Также ее не будет при взрывании, нормальном к действию тяжести, несмотря на любую слабость взрывания.

Но тут мы встречаем две горести. При моментальном взрывании относительная тяжесть в снаряде будет бесконечно велика и потому должна убить в небесном корабле все живое. При горизонтальном же направлении взрывания ракета падает на планету прежде приобретения необходимой скорости, уничтожающей тяготение (8 км в сек. При этой скорости центробежная сила становится равной силе тяжести. Так что снаряд описывает бесчисленные окружности, как наша Луна).

Кроме того, при горизонтальном полете увеличивается во много раз слой проходимой атмосферы. От этого бóльшая часть работы взрывчатых веществ, буквально, растрачивается на воздух. Значит, обе крайности неприменимы.

Вычисление показывает, что наиболее выгодный угол направления (к горизонту) заключается между 20—30 градусами.

При этом и сопротивление атмосферы не очень велико, и относительная тяжесть в ракете небольшая, и потеря энергии взрывч[атых] веществ от силы тяготения незначительна.

Итак, по-видимому, снаряд всякой массы может приобрести космическую скорость, забрав даже, сравнительно, не очень большой запас (4—10) взрывчатых веществ. Но и в этом мы должны горько разочароваться. Вычисления показывают, что если взрывание происходит хотя и постепенно, но так же как в обыкновенной ракете, то вес сосуда, содержащего взрывной материал, будет очень велик по отношению к массе сосуда.

В самом деле давление газов при взрывании, во всех известных мне системах ракет, передается всей внутренней ее поверхности и заставляет делать ее очень прочной. Может ли быть легка такая ракета!

Давление газов при взрывании самых энергичных веществ достигает 5000 атмосфер, или 5 тонн на квадр. сантиметр. Допустим, что мы употребили один или несколько сосудов самой лучшей цилиндро-шаровой формы, что употреблен самый крепкий и легкий материал с сопротивлением 100 кг на кв. мм (плотность = 8; легкие сплавы магния и алюминия расплавляются и потому абсолютно непригодны), что запас прочности умеренный (4) и что эта прочность не пострадает от повышения температуры. Тогда расчет нам покажет, что вес сосуда (или котла) будет в 30 (тридцать) раз более веса взрывчатого материала, содержащегося в этом сосуде. Плотность взрывчат[ых] веществ принимается при этом расчете за единицу (плотность воды).

Если, напр[имер], взрывчатые вещества плотности воды весят тонну, то самый лучший котел, их содержащий, будет весить 30 тонн.

При плотности веществ, вдвое большей, сосуд весит в 15 раз больше Напротив, если взр[ывчатые] вещества, в виде жидкого кислорода и водорода, в среднем втрое легче воды, то сосуд будет в 90 раз тяжелее их. ⟨Итак, взрывчатый материал, по крайней мере, в 15 раз легче ракеты.

Иначе говоря, взрывчатый материал не может составлять по массе более $^1/_{15}$ веса ракеты, состоящей из одних только сосудов.⟩ Примем давление только в 2500 атмосфер и плотность взрывч[атых] веществ в единицу, и тогда сосуд будет весить в 15 раз больше их [12]. Пренебрегая весом остальных частей ракеты с ее принадлежностями и весом людей с необходимыми для них запасами, спросим себя, на какую же наибольшую высоту может подняться такая простейшая ракета. Расчет дает 360 м скорости в секунду или высоту 6605,5 м, т. е. менее 7 км.

Давление, развиваемое порохом, пироксилином и другими употребляемыми взрывчатыми веществами, меньше, но зато и действие их слабее. Во всяком случае, возможен более значительный относительный запас взрывчатых веществ и бо́льшая скорость.

Сложная ракета Годдарда и Оберта нисколько дела не изменяет. Теория показывает, что число сосудов (хотя бы и вложенных друг в друга) порядок их взрывания никакого облегчения в весе не дают [13]. Сжатые газы, как бы они упруги ни были, дают тот же результат. Но могут быть вещества, которые при большой плотности развивают малое давление. Напр[имер], нагретая вода может давать, вместо 5000 атмосфер, одну, десять, сто и т. д.

И тут самые точные расчеты показывают, что при самых благоприятных условиях перегретая вода не может себя и свои котлы поднять выше 60 км. Притом мы не принимаем во внимание, что применение перегретой воды (градусов до 200 Ц) еще не испытано и потому эти вычисления могут не оправдаться по другим, чисто практическим причинам.

Хотя и это далеко от космических скоростей, но для первых опытов вода, нагретая до 150—200° Ц, может оказаться пригодной.

Где же выход? Он как будто очень прост. Надо запасать самые энергические взрывчатые вещества, но взрывать их ⟨помалу⟩ в определенном очень крепком небольшом сосуде, который назовем взрывной камерой, или началом взрывной трубы. Давление газов будет испытывать только эта камера и ее продолжение — взрывная труба, куда будут устремляться продукты взрыва, постепенно расширяясь и охлаждаясь, вследствие перехода беспорядочной тепловой энергии в кинетическую, т. е. в обыкновенное дуновение газовой струи. Труба и взрывная камера имеют очень небольшой объем. Поэтому масса их не может быть очень велика. Она определенна и не возрастает с увеличением запаса взрывчатых веществ. Сосуды, их содержащие, не испытывают никакого давления, кроме того, которое происходит от их усиленной относительной весомости. Такие сосуды (баки), особенно при многокамерном (с перегородками) устройстве, могут весить очень мало.

Но устройство такой ракеты усложняется. Необходимо непрерывное накачивание взрывчатых материалов во взрывную камеру. Взрывание в среде тяжести должно происходить очень быстро (тут зевать нельзя).

Количество взорванных в секунду материалов велико, давление несколько тысяч атмосфер. Понятно, что и работа накачивания не мала. Мы сейчас увидим, какова она и возможна ли [14].

Таким образом, небесная ракета обязательно усложняется. Прибавляются к ней непрерывно действующие насосы и двигатели, приводящие их в движение.

Эта мысль не может быть применена к перегретой воде, так как она во всей массе развивает давление. Нагревать же ее по мере накачивания в огневую камеру невозможно по чрезвычайной и неизбежной быстроте этого процесса (т. е. образования пара). Значит, перегретая вода пригодна только для первых опытов и упражнений, дающих способы и приемы управления, регулирование взрывания, изменение скорости и т. д. Это обойдется сравнительно дешево и может осуществиться беспрепятственно, т. е. мы не видим тут неодолимых технических затруднений.

Возвратимся к нашей реформированной ракете. Ее устройство относится к конструкции старой так же, как первые котлы времен Уатта к производителям пара Серполе с тонкими нагретыми трубами, куда накачивалась вода и моментально же испарялась. Вместимость этих труб была чрезвычайно мала, а потому и вес таких генераторов пара мог быть, теоретически, очень мал, в сравнении с пузатыми цилиндрическими котлами, еще и теперь иногда употребляемыми.

Как показывают мои расчеты, при движении космической ракеты под углом в 30° к горизонту, тяжесть и сопротивление атмосферы поглощают небольшую часть энергии и явление происходит почти с тем же успехом, как без притяжения (или в среде без тяжести).

Для грубых расчетов этой статьи, мы пренебрежем упомянутыми потерями и примем секундное ускорение ракеты в 30 м. Относительная тяжесть в ней будет втрое более земной. В лежачем положении здоровый молодой человек, надеюсь, перенесет ее и без погружения в воду. Но пренебрегать предохранительными средствами ни в каком случае не следует.

Приводимая ниже таблица показывает (приблизительно, как и все в этой статье) время в секундах от начала движения, соответствующую секундную скорость в километрах, пройденный путь и высоту поднятия в килом[етрах]. Пятая строка указывает плотность атмосферы, ее преобладающий газ и силу земной тяжести [15].

Рассматривая внимательно таблицу, мы получаем картину движения ракеты.

Движение ее под углом в 30° к горизонту непрерывно ускоряется. Через 15 секунд скорость достигает 0,45 км [в сек.] (450 м [в сек.]), но сопротивление атмосферы уже уменьшилось вдвое, так как ракета поднялась на 5 км, где плотность воздуха вдвое меньше, чем у уровня океана. Еще через 5 секунд эта плотность уменьшается втрое; ракета достигает высоты в 9 км при скорости в 600 м [в сек.]. После этого состав атмосферы

Время в секундах . .	0	1	2	3	5	7	10	15	20	30	40	50	60	70	80
Скорость в км сек. . . .	0	0,03	0,06	0,09	0,15	0,21	0,30	0,45	0,6	0,9	1,2	1,5	1,8	2,1	2,4
Расстоян[ие] в км . . .	0	0,046	0,183	0,413	1,15	2,25	4,6	10,3	18,3	41,3	73,4	115	165	225	294
Высота в км	0	0,023	0,091	0,26	0,57	1,12	2,3	5,1	9,1	20,6	36,7	57,5	82,5	112	147
Плотность воздуха . .	1	Тропосфера. Норм[альный] состав воздуха. Водяные метеоры, облака						0,5	0,3	0,06	0,006	0,000020			
								Стратосфера. Падающие звезды. Светящиеся облака. Водород							

Время в секундах . . .	90	100	120	150	170	200	220	250	260	270	280	290	300	320	350
Скорость в км в сек. .	2,7	3	3,6	4,5	5,1	6	6,6	7,5	7,8	8,1	8,4	8,7	9,0	9,6	10,5
Расстояние в км	371	459	660	1030	1330	1830	2220	2870	3101	3340	3596	3858	4130	4700	5620
Высота в км	185	230	330	515	665	915	1110	1435	1550	1670	1798	1929	2065	2355	2810
Плотн[ость] возд[уха] и сила тяжести	0,000006 Геокороний		0,000002 Черное небо		Пустота — эфир				0,66		0,61				0,50

Время в секундах . . .	370	380	390	400	420	450	470	500	520	550	570	600	620	650	700
Скорость в км в сек. .	11,1	11,4	11,7	12,0	12,6	13,5	14,1	15,0	15,6	16,5	17,1	18,0	18,6	19,5	21,0
Расстояние в км	6184	6235	6287	7339	7980	9290	10140	11470	12460	13880	14900	16510	17600	19380	22480
Высота в км	3100	3117	3143	3669	3990	4645	5070	5735	6230	6940	7450	8255	8800	9690	11240
Сила тяжести	0,45			0,41	0,38		0,31		0,26		0,21		0,18		0,13

начинает заметно изменяться. Преобладают более легкие газы, процент азота возрастает. Мы пролетели все облака, все тучи, скопища ледяных кристаллов, всю область водяных метеоров (тропосферу). Кругом сухость и безоблачное небо.

Через 30 секунд от начала полета скорость достигает 0,9 км [в сек.] (900 м [в сек.]); сопротивление воздуха очень слабо, так как ракета забралась на высоту 20 км, где плотность 0,06, т. е. воздух в 17 раз реже, чем внизу. Мы летим через стратосферу, где находим изредка лишь перистые облака. Это область падающих звезд (место их возгорания и разрушения) и светящихся облаков. Мы пролетаем ее, примерно, через минуту от начала движения, когда достигаем 80 км высоты и воздуха, который разрежается уже в 50 000 раз. Он почти незаметен. По Вегенеру, тут прекращается синева неба; состав его — водород и геокороний; количество остальных газов незначительно. Скорость ракеты достигает 1,8 км [в сек.] (1800 м в секунду — высшая скорость артиллерийских снарядов при выходе из дула). Теперь с сопротивлением атмосферы можно не считаться, и потому ракета все более и более может склоняться к горизонту, приближая свой путь к окружности, как Луна. В таблице мы наклон оставили неизменным. Но ракете достаточно лишь выйти из атмосферной среды. Чрезмерные поднятия, указанные в таблице, излишни: прежде всего надо укрепиться в качестве земного спутника, на положении маленькой и близкой земной Луны. Отсюда уже нетрудно совершать всякие дальнейшие перемещения и движения вплоть до выхода из солнечной системы и полета среди звезд. Итак, мы пролетаем водородную сферу, окруженную черным небом с горящими светлыми точками звезд. Подымаемся выше 80 км и вступаем в область геокорония с прибавкой некоторого процента водорода, в таинственную область северных сияний.

Через 150 сек. или $2^1/_2$ минуты, мы проходим и эту сферу и вступаем в абсолютную пустоту, в пространство светоносного эфира, где приобретенное нами движение становится вечным настолько же, насколько вечно движение небесных тел. Скорость ракеты достигает 4,5 км в секунду; она поднимается на 500 км от земной поверхности. Но этой скорости еще недостаточно, чтобы сделаться надежным спутником Земли. Ракета, склоняясь к окружности, пролетает ускоренно, со взрыванием еще 2 минуты, а всего 270 секунд от начала движения, получив взрыванием скорость в 8 км [в сек.] и поднявшись на высоту 1700 верст. Тут тяжесть Земли заметно уменьшается (процентов на 35). Благодаря этому ракета поднялась бы значительно выше, если бы все время не склонялась к горизонту.

Теперь можно успокоиться, прекратить взрывание и осмотреться кругом, но предположим, что взрывание продолжается, тогда таблица нам покажет его дальнейшие результаты [16]. В ней дан расчет на дальнейшее взрывание, причем при определении высоты не принималось во внимание уменьшение силы тяжести.

Но важность имеет не высота поднятия, а приобретенная скорость. Она дает возможность, после прекращения взрывания через 370 секунд, совсем удалиться от Земли и лететь по ее годовой орбите, в качестве ее собрата планеты. При дальнейшем взрывании в течение 550 сек. (9 мин.) от начала полета, скорость будет не только достаточна для достижения любой планеты (только направление скорости ракеты должно совпадать с годовым движением Земли), но и для полного одоления притяжения Солнца и блуждания среди иных солнц Млечного Пути [17].

Мы рассчитывали ранее в наших печатных трудах, что небесный корабль для получения первой космической скорости в 8 км [в сек.] должен забрать запас самых энергичных взрывчатых веществ, в 4 раза превышающий вес ракеты с ее содержимым (за вычетом этого запаса).

Если бы ракета с людьми и прочим весила тонну, то расход взрывчатых веществ составил бы 4 тонны или 4000 кг, в течение 270 сек. Средний их расход в 1 секунду составит 15 кг.

Давление на космич[ескую] ракету, по условию, будет в 3 раза больше веса ракеты со всем содержимым, включая сюда и невзорванные еще материалы. Таким образом, если ускорение постоянно, то в начале полета, когда ракета весит 5 тонн (1 + 4), давление составит 15 тонн (5×3). В конце же взрывания, когда материал израсходован и ракета весит одну тонну, давление всего только в 3 тонны. Значит, расход взрывчатых веществ в начале полета окажется в 5 раз больше, чем в конце его.

Хотя это будет и очень неточно, но для простоты мы примем средний расход в 15 кг, также и среднее давление — в 9 тонн.

Тогда ракета в начале движения шла бы медленнее, а в конце его быстрее. Это было бы полезно в отношении уменьшения потерь от сопротивления атмосферы. Это упростило бы также устройство взрывной трубы и камеры взрывания.

Примем наибольшее давление взрывающих газов в 3000 атмосфер. Значит, давление на дно трубы будет равно 3 тоннам на 1 кв. см дна. А нужно получить 9 тонн. Следовательно, дно взрывной трубы должно иметь в основании 3 кв. см площади. Скорость потока взрывч[атых] веществ для израсходования 15 кг в секунду, считая их [плотность равной] плотности воды, составит (15 000 : 3 = 5000 см [в сек.]) 50 м [в сек.]. Работа их в[ы]-талкивания будет (9 тонн × 50 м = 450 тоннометров) 450 тоннометров, или 4500 метрич. лошад. сил. (Метрическая сила равна 100 килограммометрам.)

Значит, помимо прочего, нам нужен двигатель в 4500 сил для накачивания веществ в трубу взрывания. Это сейчас практически не осуществимо. Действительно, если мы даже отделим на этот мотор половину всего веса ракеты, т. е. 500 кг, то и тогда наши двигатели должны быть в 9 раз легче существующих.

Вот одно из многих затруднений ракеты.

Приходит в голову вкладывать периодически готовые патроны во взрывную трубу (или камеру), т. е. надо вложить один патрон, взорвать его, дождаться, когда труба освободится от газов и давления, затем вложить второй патрон и т. д. Тогда ракета будет двигаться толчками, неравномерно ускоренно. Это терпимо. Но скорость вкладывания патронов будет недостижимо велика. В секунду надо вложить цилиндр взрывного материала длиною в 50 м, или 100 патронов длиною каждый в полметра. Если же расширить трубу в 10 раз и сделать основание в 30 кв. см (поперечник 6,2 см), то вес взрывной трубы увеличится, по крайней мере, в 10 раз. Тогда надо в 1 секунду втолкнуть 10 цилиндров взрывного материала длиною в 50 см каждый. Помимо всех этих препятствий, толчки от взрывания усилятся в 10 раз и сделаются непереносными для людей и опасными для целости ракеты. Вес сосудов, хранящих запасы взрывч[атых] веществ, и, вообще, масса ракеты должна увеличиться в 10 раз.

Инжектор (насос) Жиффара накачивает воду в паровые котлы силою самого пара. Нельзя ли воспользоваться этим принципом для накачивания материалов в трубу энергией самих взрывчатых веществ — их чудовищным давлением и скоростью?

Работа взрывчатых материалов, т. е. 4 тонн вещества, предполагая энергию химич[еского] соединения водорода с кислородом, будет ($1\,400\,000 \times 4 = 5\,600\,000$ тм.) 5 600 000 тоннометров. Значит, в 1 секунду они выделяют ($5\,600\,000 : 270 = 20\,700$) 20 700 тоннометров, что соответствует работе 207 000 метрическ. сил. Это будет в 46 раз больше, чем потребная работа вталкивания материалов в трубу.

Отсюда, во-первых, видно, что работа накачивания составляет лишь одну сорокшестую всей работы взрывчатых веществ, во-вторых, ясно, что работа взрывания громадна и не может идти в сравнение с мощностью обычных двигателей. Ведь она выделяет непрерывно, т. е. каждую секунду, 207 000 метрич. сил.

Между тем вес взрывной трубы, которая совершает эту гигантскую работу, очень незначителен: всего только часть тонны.

Может ли это быть? Вполне может. Доказательство мы видим в работе артиллерийских орудий. Нетрудно рассчитать, что орудие, выбрасывающее тонну чугуна с начальной секундной скоростью в 1000 м, совершает работу в 50 000 тоннометров, и это в течение $^1/_{50}$ секунды. Значит, в секунду она составит 2 500 000 тоннометров, или 25 миллионов метрич. сил. Это больше работы взрывной трубы в 121 раз. Если такая пушка весит 20 тонн, то наша взрывная труба будет весить менее 200 кг, что достижимо, как показывают мои расчеты.

Но как же быть с накачиванием материалов. Изобретайте инжектор. До этого о космических путешествиях можно только мечтать.

Даем тут чертеж космической ракеты, как он составлен мною в 1914 г. (через 11 лет после первого проекта) [см. черт. на стр. 218].

Выше приведенное уже дает представление об устройстве реактивного снаряда для космических путешествий. Теперь всего уместнее указать на схематический чертеж «ракеты» 1914 года и привести соответствующее описание. Левая, задняя, кормовая половина «ракеты» состоит из двух камер, разделенных не обозначенной на чертеже перегородкой.

Первая камера содержит жидкий свободно испаряющийся кислород. Он имеет очень низкую температуру и окружает часть взрывной трубы и другие детали, подверженные высокой температуре.

Другое отделение содержит углеводороды в жидком виде. Две черных точки внизу (почти посредине) означают поперечное сечение труб, доставляющих взрывной трубе взрывчатые матералы. От устья взрывной трубы (см. кругом двух точек) отходят две ветки с быстро мчащимися газами, которые увлекают и вталкивают жидкие элементы взрывания в устье, подобно инжектору Жиффара, или пароструйному насосу. Свободно испаряющийся жидкий кислород в газообразном и холодном состоянии обтекает промежуточное пространство между двумя оболочками «ракеты» и тем препятствует нагреванию внутренности «ракеты» при быстром движении ее в воздухе.

Рули направления и поворота подобны аэропланным. Помещены они снаружи против выходного конца взрывной трубы. Они действуют в воздухе и в пустоте. Их уклонение, а вместе с тем и уклонение ракеты, происходит от давления стремительно мчащихся газов. Подобный же руль, но помещенный отдельно, может служить и регулятором вращения, т. е. он может заставить ракету вращаться в ту или другую сторону, слабее или сильнее и остановить невольное вращение ракеты, происходящее от неправильного взрывания и давления воздуха. Его действие зависит от винтообразного скашивания пластинки руля, расположенного вдоль потока газов в трубе. Руль от скашивания принимает форму архимедова винта и тем заставляет вращаться продукты взрыва; это и служит причиною вращения ракеты вокруг ее длинной оси или остановки уже имеющегося вращения.

Назначение, конечно, в остановке всякого вращения ракеты, губительного для людей.

Опишем ощущения путешественников, отправляющихся в космической ракете для блуждания кругом Земли, подобно ее Луне, также — наблюдения провожающих. Предполагается, что ракета благоустроена и хорошо исполняет свое назначение.

В ракете несколько футляров формы человека, по числу путешественников. Люди ложатся в них горизонтально по отношению к кажущейся тяжести и заливаются ничтожным количеством воды. Руки расположены тоже в жидкости, но свободнее, так что они могут управлять рукоятками приборов, расположенных также в воде. Приборы регулируют направление ракеты, состав ее воздуха, температуру, влажность, взрывание и проч.

В таком положении путешественники в течение 270 секунд взрывания немного могут заметить.

Тяжесть их сильно ослаблена водой. Вода тепла. Холода нет. Окна закрыты плотно непрозрачными ставнями, и видеть наружное, что вне ракеты, нельзя. Так бы должно быть. Но мы положим, что путешественники стоят или сидят в креслах, смотрят в прозрачные окна и наблюдают спокойно окружающее. Тогда и в эти 270 сек., или в $4^1/_2$ минуты, можно коечто заметить.

Ракета сначала стоит на особых рельсах. Выбрана высокая местность в горах. Найден наклон почвы градусов в 20—30 к горизонту. Местность выравнена, проложены рельсы. На этих рельсах и поместили ракету.

Высота местности 5—6 км, полотность воздуха половина (0,5), рельсовый путь проложен верст на 100.

Ракета на рельсах в наклонном положении, пол с привинченными сиденьями — также. Путешественники взошли в ракету, герметически (плотно) замкнулись. Положение крайне неудобно. Сидеть на креслах невозможно, стенки камеры везде наклонены. Значит, и ходить нельзя. Можно только поместиться на легких веревочных сидениях вроде трапеций, что сделали наши путешественники, изрядно повертевшись. В окна видны: горы, здания, плывущие в темно-синем небе, выше и ниже, облака, короче — обыкновенная картина горной местности. Началось взрывание. Оно оглушительно и нехорошо действует на нервы; но пусть наши герои будут ими крепки и не обратят на этот страшный вой никакого внимания.

Ракета покатилась по рельсам, путешественники почувствовали толчок, и горизонт, как им показалось, повернулся на 60°. Он стал для них почти отвесной горой. Пол же ракеты сделался почти горизонтальным. Висячие кресла наклонились и приняли параллельное стенкам направление. Тяжесть увеличилась чуть не вдвое, и люди с ужасом завалились в кресла. Подняться с них они могли только при крайнем напряжении сил, но пока не было в этом надобности. В окна же было все отлично видно. Кругом: почти отвесный горизонт и усыпающие его горы, озера, реки — все это почти в отвесном направлении. Как будто рельефную карту Земли поставили под углом в 60° к горизонту.

Солнце только что взошло, но и оно казалось высоко над головой.

Давление на ракету было неизменно (9 тонн), но так как количество взрывчатых веществ убывало, то ускорение снаряда росло. От этого тяжесть непрерывно увеличивалась: от $1^4/_5$ (тяжесть Земли = 1) в начале пути, до 9 — в конце его. Это ясно было видно из наблюдения над пружинными весами. Кусок золота в 1 фунт, положенный на чашку весов, показывает около 2 фунтов, т. е. больше, чем следует, так как самая чашка и пружина весила более прежнего. Этот вес золота непрерывно, на глазах их, возрастал, натягивая пружину все более и более.

Не прошло и двух минут, как ракета соскочила с рельсов и неслась свободно и далеко от почвы. Движение ее путники не могли заметить, но им казалось что громадный опрокинутый горизонт проваливается со всеми своими горами, озерами и городами куда-то вниз и вместе с тем отдаляется от ракеты.

Часы с весовым маятником стали бесстыдно бежать вперед, маятник порывисто торопился и вместо 2 колебаний делал в то же время три. Это видно было с первого взгляда и сверено по карманным часам, ход которых оставался верным. Ртуть в барометре опустилась почти вдвое, хотя анероид показывал то же давление газов внутри ракеты. Рычажные весы не показывали увеличения веса, хотя все тела стали вдвое грузнее. Оно понятно, так как гири стали тяжелее. Поучительно было видеть это непрерывное возрастание веса, который мы превыкли считать чем-то постоянным. Центробежная машина могла показать, что масса всех тел осталась без малейшего изменения. Вещи стали падать стремительно. Капли сделались вдвое мельче по диаметру, объем же их стал в 8 раз меньше. Волны распространялись быстрее. Лица путников побледнели, и, если бы не их молодость и здоровье, они лишились бы чувств. Все же их сильно клонило расположиться на койках, как им казалось, горизонтально. Пока они терпели. Но кресла вдавливались тяжестью их тел все глубже и глубже.

Небо темнело. Стали видны планеты и более крупные звезды, несмотря на полный блеск Солнца. Оно также сияло сильнее. Месяц, едва ранее заметный, стал золотиться и сиять, как будто вымытый. Небо давно было совершенно безоблачно, облака же наклонным пологом покрывали местами такой же наклонный горизонт и мешали кое-где видеть опрокинутую землю и море.

Небо все темнее, звезд все больше, Луна—светлее, Солнце—блестящей. Пролетели давно тропосферу и стратосферу. Вступили в область водорода и геокорония. Небо совсем черно, звезд множество, и все это как будто так близко — рукой подать. Свод небесный сделался шаровиднее, правильнее, но он был бы страшен, если бы не его игрушечный вид. Звезды стали разноцветными, яркими, но не мерцающими. Кто видел хорошо, тот видел только светлые точки на черном фоне.

Пролетели область геокорония и выбрались из атмосферы. Звезды стали еще ярче и отчетливее. Тени от предметов в ракете резки, но полусвет остался, вследствие отражения света от стенок ракеты и предметов, в ней находящихся. Стал виден Млечный Путь. Земля все еще была в виде громадной вертикальной стены. Теперь эта стена имеет вид чаши, занимающей полнеба. Она кажется сбоку. Одна половина свода черная, усеянная серебрянными и разноцветными точками звезд, другая подобна громадной вогнутой Луне, занимающей почти половину неба.

Тяжесть так усилилась, что один из спутников лишился сознания,

другой лег на пол, а третий, наиболее выносливый и мускулистый, предложил, ради спасения, лежавшему залезть в ванну с водой. Сначала они с великим трудом поместили туда своего бесчувственного товарища, затем залезли сами, поддерживая голову слабого над водой.

Сразу же они почувствовали себя, как в раю, а больной сейчас же очнулся, не заметив даже своего обморока. Тело потеряло вес, только голова была много тяжелее и казалась чужой, каким-то посторонним предметом. Они махали ею невольно, как бы желая сбросить. Но и это неприятное ощущение легко было устранить. Стоило только погрузить голову в воду. Они прежде надели особые очки, которые не мешали видеть в воде и через воду, взяли в рот трубки, плотно примкнувшие к губам и носу, преспокойно погрузились в ванну с головой. Совсем прекрасно. Еще лучше прилечь на дно ванны. Это было роскошнее, в смысле неги тела, самых мягких перин и усовершенствованных кресел для расслабленных. Случайно попавшая в воду рыбка плавала, как ни в чем не бывало. Только поверхность жидкости морщилась от тряски, да и все дрожало мелкой дрожью.

В конце взрывания предстояла удевятиренная тяжесть, но они ее теперь не боялись.

Ракета управлялась почти автоматически, и им редко приходилось передвигать стрелки регуляторов и рукоятки приборов. Тонкие провода их или кнопки были в воде или поблизости. Но, когда они пытались вытащить из ванны руку или ногу, то они изнемогали от усилия, так как члены были как бы налиты свинцом.

Через 4—5 минут от начала путешествия наступила внезапно могильная тишина, ибо взрывание прекратилось. После оглушительного воя, шума и трясения, которые мешали им сказать хоть одно слово обыкновенным путем, эта тишина их также поразила, как чудовищный шум при отбытии с Земли. В ушах шумело, они оцепенели, как будто погрузились в какой-то новый мир. Лица налились кровью, но это было не опасно, так как и в воде было почти то же. Разрыва кровеносных сосудов произойти не могло. Был лишь небольшой контраст в напряжении крови.

Что же делать. Они все сидели, не шевелясь, в воде, как зачумленные. Но вода, потеряв тяжесть, стала немедленно выползать из ванны и принимать причудливые формы. Это заставило их очнуться. Они вскочили на ноги и полетели в ракете. Удары головой и другими частями тела о потолок и стенки ракеты еще более заставили их прийти в себя. Их первые движения в ванне разбросали воду в разные стороны, и она теперь летала в камере в виде больших и легких шаров. Похоже было на полет мыльных пузырей. Но это были плотные шары, массивные, гигантские капли. Шары, впрочем, скоро покончили свое странствование. Они прилипли к стенкам и другим предметам и обволокли их. Твердые же вещи, иногда мокрые или покрытые толстым массивным слоем воды, как стеклами, шныряли взад и вперед вместе с путниками. Вещи эти понемногу

унимались, но люди делали движения и потому шныряли взад и вперед, как блуждающие тени.

Путешественники ничего теперь не чувствовали, кроме удивления, так как явления поразили их более, чем их описание (прочитанное ими до полета).

Шум в ушах угомонился, ракета как будто стояла, но они знали, что она мчится теперь вокруг Земли, как ее новая луна, со скоростью 6—7 верст в секунду. Она вне атмосферы, за 3—4 тысячи верт от поверхности Земли. Остановиться сама собой не может; она — спутник Земли.

Когда наши герои вполне опомнились, они начали приводить свое хозяйство в порядок. Убрали воду, привязали сорвавшиеся со стен во время усиленной тяжести предметы.

Они испытывали блаженный покой и тишину. Движение их тел и вещей имело три главных устойчивых вида. Прямолинейное, вращательное и соединение того и другого. Была еще часто примесь неправильного колебательного вращения, но оно скоро переходило в обыкновенное устойчивое вращение вокруг свободной оси. Их можно было найти не менее трех во всяком теле.

Барометр поднялся, ртуть заняла всю трубку. Пустоты в ней не было. Всякие весы были бессильны. Тяжести не было. О массе можно было только судить по усилию, которое нужно было приложить к вещи, чтобы сдвинуть ее с места, придать скорость.

Человек и всякий предмет мог находиться в покое в любом положении. Движение без препятствий никогда не прекращалось. Верх казался там, где была голова, а низ там, где ноги. Поэтому у каждого был свой верх, смотря по его положению.

Земля занимала почти половину неба и имела вид вогнутой полусферы, в центре которой находится ракета; но одна часть Земли освещена как месяц и имеет вид изогнутого гигантского лунного серпа, другая темная — пепельного цвета. Это напряжение земного света вдвое более лунного. Абсолютная же его сила, при полноземлии, в 30 000 раз больше света полной Луны. Светлый серп растет и через несколько минут превращается в полный круг. Быстро проходят все земные фазы: от красного яркого круга, внутри темного, до блестящего полунеба. Земля тогда хорошо видна: все ее материки, моря, океаны, острова и даже города. Только часть ее закрыта снежно-белыми облаками, да края неясны. Земля как карта, но невиданной странной проекции. Все формы краев ее сплющены и неясны. Такие карты не употребляются. Вертикальное положение Земли, конечно, исчезло.

Теперь для одного она казалась вверху, для другого — сбоку, а для третьего внизу, смотря по их положению. Герои наши покоились во всяком месте ракеты и во всяком положении, не соприкасаясь с предметами, как рыбы в воде. Перемещение их совершалось при малейшем уси-

лии и не стоило им никакого труда. Когда они вертелись, то им казалось, что вертится ракета, Солнце, звезды и Земля. Когда двигались, они не могли разубедиться, что двигается ракета. Поэтому одному казалось, что ракета неподвижна, другому — что она медленно вращается, третьему — что она быстро вращается, четвертому—что она и вертится, и удаляется, пятому—что она только удаляется и т. д., смотря по их собственному разнообразному движению.

Кресла, стулья, пуховики, подушки, даже ноги оказались совершенно излишними. Не нужны также столы и разные подставки. Но все вещи, конечно, приходилось привязывать или ограждать сеткой, чтобы они не бродили по всей камере. Действительно, малейшее движение воздуха, малейший толчок, и все приходит в движение и располагается где попало. Без предосторожностей — сумбур и беспорядок получается невообразимый.

Если бы не согревающая поблизости Земля, то температуру можно бы менять по желанию: от 270° холода до 150 тепла по Цельсию. Но Земля своим теплым лучеиспусканием мешает получению в ракете крайних степеней холода. Но, примерно, до 100° холода [температуру] можно доводить.

Для изменения температуры служит меняющаяся снаружи оболочка ракеты; то блестящая, то черная, то то и другое вместе. Передвижением соответствующих рукояток можно заморозить всех людей или зажарить их, как поросят. Понятно, что при таких условиях нет ни малейшей надобности в одежде и обуви.

Не нужно и кухни, и горнов. Разные отделения ракеты могут иметь разную температуру, смотря по надобности. Присоединение нескольких зеркал может дать температуру кузнечного горна и более того.

Расширенная ракета, в виде оранжереи, особенным образом устроенная, может дать кислород и пищу людям. Действительно, она даст приют для самых плодовитых растений. Вот вам пища и кислород. Но это тема очень обширная, и тут ей не место.

Каждые 100 минут ракета вступает в тень Земли. Тогда особенно хорошо видно звездное небо. Но и Земля при этом ярко светит в образе громадного красного венца, внутри темного. Он занимает почти полнеба. Солнца, конечно, не видно. Это есть солнечное затмение или ночь — назовемте, как хотите. Тут сутки продолжаются около 100 минут, а ночь 40. Луна совершает свои фазы в обычное время. Она только вдвое светлее, благодаря отсутствию атмосферы.

Звездное небо, Солнце, Млечный Путь, планеты — все это обычно, только очень отчетливо, без мерцания, без «лучей», вдвое светлее, гораздо многочисленнее, разноцветнее, да расположено (как будто) на крохотной, черной, строго сферической поверхности.

Тут рай для астрономов. Их главный враг—атмосфера —не существует.

Тут бы они сделали бесчисленные и великие открытия со своими гигантскими телескопами, спектроскопами и фотографическими приборами.

Провожавшие наших героев друзья, оставшиеся на Земле, никаких описанных иллюзий, разумеется, не испытали. Они видели только, как ракета через несколько секунд исчезла из глаз, предварительно завыв самым ужасным образом.

Спустя минуту, две, послышался ровный громовой раскат. Сначала он усиливался, потом стал падать и исчез. Это ракета, достигнув космической скорости, раздвигала воздух. Сомкнувшись, он усилил воздушную волну, которой понадобилось немало времени, чтобы пройти расстояние до исходного пункта ракеты.

Через 2—3 минуты она снова стала видна в виде звездочки. Это ракета стала светиться вследствие трения о воздух. Но и звезда скоро перестала быть заметной.

Путники, достигнув значительного удаления от Земли, думали, что они носятся в абсолютной пустоте, но они ошибались: следы атмосферы и тут еще оказались.

Поэтому ракета, испытывая небольшое сопротивление, описывала спираль с очень малым шагом, которая приближала ее непрерывно, хотя и очень медленно, к Земле. Они сделали такое множество оборотов кругом Земли, что даже потеряли им счет. Все же возвращение на Землю было неизбежно. Сначала скорость движения ракеты увеличивалась и центробежная сила уравновешивала тяготение Земли, несмотря на увеличение этого тяготения. Потом скорость космич[еского] корабля стала уменьшаться, вследствие усилившегося сопротивления атмосферы. Тогда путники стали планировать, подняв нос ракеты кверху с помощью руля, который работал, как аэропланный. Они могли теперь не только умерить падение, но даже превратить его в поднятие, пока еще не была потеряна скорость. Но поднятие было излишним, могло кончиться потерей движения в высоте и гибелью ракеты, превратившейся в бескрылый аэроплан. Они снижались, но медленно, все более и более приближаясь к Земле.

Путники лишь молили судьбу, чтобы падение пришлось не на сушу, а в море.

Действительно, спуск был опаснее, чем на аэроплане, так как не было крыльев и требовалась большая скорость, чтобы уравновесить тяжесть.

Судьба услышала их мольбу, и они почти горизонтально влетели в море.

Скорость была еще велика ⟨(200—300 м в секунду)⟩, и они проплыли порядочное расстояние, прежде чем остановиться и быть взятыми на борт проходившим недалеко пароходом.

Только точные расчеты смогут дать ответы на вопросы, касающиеся космического корабля. Расчеты же укажут и на требования, которым долж-

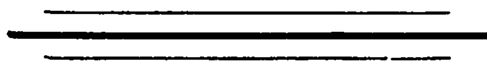
ны удовлетворять взрывчатые вещества, свойства материалов и механизмы, пригодные для полета и жизни в эфире.

Этих расчетов у меня много, но я не все еще могу одолеть. Тем не менее, желательно полное издание этих трудов со всеми формулами и таблицами. Только тогда мы что-нибудь сделаем.

Также у меня накопился и материал, указывающий пути практического достижения успеха. Это путь опытов и изысканий под влиянием теоретических выводов.

Мое условие с издательствами — печатать рукописи понемногу. Иначе у меня не хватит сил. В самом деле, каждая напечатанная часть даст бодрость для внимательного просмотра последующей. Полезно издание уже изданного, но мало известного или недоступного.

Думаю сыграть роль запевалы. Математики, более знающие и более сильные, докончат, может быть, решение поставленных мною задач. Знающие и опытные техники помогут им осуществить и самый космический корабль. [18]



ИССЛЕДОВАНИЕ МИРОВЫХ ПРОСТРАНСТВ РЕАКТИВНЫМИ ПРИБОРАМИ

(переиздание работ 1903 и 1911 гг. с некоторыми изменениями и дополнениями)

ПРЕДИСЛОВИЕ

Стремление к космическим путешествиям заложено во мне известным фантазером Ж. Верном. Он пробудил работу мозга в этом направлении. Явились желания. За желаниями возникла деятельность ума. Конечно, она ни к чему бы не повела, если бы не встретила помощь со стороны науки.

Кроме того, мне представляется, вероятно ложно, что основные идеи и любовь к вечному стремлению туда — к солнцу, к освобождению от цепей тяготения, во мне заложены чуть не с рождения. По крайней мере, я отлично помню, что моей любимой мечтой в самом раннем детстве, еще до книг, было смутное сознание о среде без тяжести, где движения во все стороны совершенно свободны и безграничны и где каждому лучше, чем птице в воздухе. Откуда явились такие желания — я до сих пор не могу понять. И сказок таких нет, а я смутно верил, и чувствовал, и желал именно такой среды без пут тяготения.

Может быть, остатки атрофированного механизма, выдохшихся стремлений, когда наши предки жили еще в воде и тяжесть ею была уравновешена,—причина таких снов и желаний.

Еще с юных лет я нашел путь к космическим полетам. Это — центробежная сила и быстрое движение (см. мои «Грезы о Земле и небе», 1895 г.) [1]. Первая уравновешивает тяжесть и сводит ее к нулю. Второе — поднимает тела к небесам и уносит их тем дальше, чем скорость больше. Вычисления могли указать мне и те скорости, которые необходимы для освобождения от земной тяжести и достижения планет. Но как их получить? Вот вопрос,

который всю жизнь меня мучил и только с 1896 г. был мною определенно намечен, как наиболее осуществимый.

Долго на ракету я смотрел, как все: с точки зрения увеселений и маленьких применений. Она даже никогда меня не интересовала в качестве игрушки. Между тем как многие, с незапамятных времен, смотрели на ракету, как на один из способов воздухоплавания. Покопавшись в истории, мы найдем множество изобретателей такого рода. Таковы Кибальчич и Федоров. Иногда одни только старинные рисунки дают понятие о желании применить ракету к воздухоплаванию.

В 1896 г. я выписал книжку А. П. Федорова: «Новый принцип воздухоплавания» (С.-Петербург, [18]96 г., объем: полпечатного листа) [2]. Мне показалась она неясной (так как расчетов никаких не дано) [3]. А в таких случаях я принимаюсь за вычисления самостоятельно — с азов. Вот начало моих теоретических изысканий о возможности применения реактивных приборов к космическим путешествиям. Никто не упоминал до меня о книжке Федорова. Она мне ничего не дала, но все же она толкнула меня к серьезным работам, как упавшее яблоко к открытию Ньютоном тяготения.

Очень возможно, что имеется и еще много более серьезных работ о ракете, мне неизвестных, изданных очень давно. В этом же году, после многих вычислений, я написал повесть «Вне Земли», которая потом была помещена в журнале «Природа и Люди» и даже издана особой книгой ([19]20 год).

Старый листок с окончательными формулами, случайно сохранившийся, помечен датою 25 авг[уста] 1898 г. Но из предыдущего очевидно, что теорией ракеты я занимался ранее этого времени, именно с 1896 г.

Никогда я не претендовал на полное решение вопроса. Сначала неизбежно идут: мысль, фантазия, сказка. За ними шествует научный расчет. И уже в конце концов исполнение венчает мысль. Мои работы о космических путешествиях относятся к средней фазе творчества. Более, чем кто-нибудь, я понимаю бездну, разделяющую идею от ее осуществления, так как в течение моей жизни я не только мыслил и вычислял, но и исполнял, работая также руками.

Однако нельзя не быть идее: исполнению предшествует мысль, точному расчету — фантазия.

Вот что писал я М. Филиппову, редактору «Научного обозрения», перед тем, как посылать ему свою тетрадь (издана в 1903 г.): «Я разработал некоторые стороны вопроса о поднятии в пространство с помощью реактивного прибора, подобного ракете. Математические выводы, основанные на научных данных и много раз проверенные, указывают на возможность с помощью таких приборов подниматься в небесное пространство и, может быть, основывать поселения за пределами земной атмосферы. Пройдут, вероятно, сотни лет, прежде чем высказанные мною мысли найдут

применение и люди воспользуются ими, чтобы расселяться не только по лицу Земли, но и по лицу всей вселенной.

Почти вся энергия Солнца пропадает в настоящее время бесполезно для человечества, ибо Земля получает в два (2,23) миллиарда раз меньше, чем испускает Солнце.

Что странного в идее воспользоваться этой энергией! Что странного в мысли овладеть и окружающим земной шар беспредельным пространством...».

Все знают, как невообразимо велика, как безгранична вселенная. Все знают, что и вся солнечная система с сотнями своих планет есть точка в Млечном Пути. И самый Млечный Путь есть точка по отношению к эфирному острову. Последний же есть точка в мире.

Проникни люди в солнечную систему, распоряжайся в ней, как хозяйка в доме: раскроются ли тогда тайны вселенной? Нисколько! Как осмотр какого-нибудь камешка или раковины не раскроет еще тайны океана... Если бы даже человечество овладело другим солнцем, исследовало весь Млечный Путь, эти миллиарды солнц, эти сотни миллиардов планет,—то и тогда мы сказали бы то же. И миллиарды эти—точка, и они бы не разоблачили тайн неба.

Вся известная нам вселенная только нуль и все наши познания, настоящие и будущие, ничто в сравнении с тем, что мы никогда не будем знать.

Но как жалок человек в своих заблуждениях! Давно ли было время, когда поднятие на воздух считалось кощунственным покушением и каралось казнью, когда рассуждение о вращении Земли наказывалось сожжением. Неужели и теперь суждено людям впадать в ошибки такого же сорта!

Напечатанные ранее мои труды достать довольно трудно. Поэтому я тут в своем издании соединяю прошлые работы с некоторыми позднейшими достижениями.

На первые мои работы обращено внимание немногих (особенно благодарю за это внимание В. В. Рюмина и Я. И. Перельмана). Много лет спустя появились труды проф. Годдарда, астр[онома] Оберта, инж[енера] Гоманна и общедоступные труды Рюмина, Перельмана, Валье и друг[их], работы которых, к сожалению, мне не известны. Они пришли, в общем, к тем же выводам, как и я. Тогда, естественно, и мне было оказано больше доверия и внимания. В этом отношении очень я обязан также Ассоциации натуралистов и ее председ[ателю] А. П. Модестову.

Мне известны общедоступные статьи Модестова, Давидова, Лапирова-Скобло, Прянишникова, Егорова, Мануйлова, Бабаева, Глушко, Чижевского[4], Алчевского, Шмурло, Рябушинского, Родных, Редина, Соловьева, Ширинкина и многих других, указать на которых сейчас не могу. Некоторые статьи подписаны только двумя буквами, а иные и совсем без подписи. Много было диспутов и лекций, посвященных космической ракете.

СОДЕРЖАНИЕ ЭТОЙ КНИГИ

Для решения нашей задачи нам надо одолеть два главных препятствия: притяжение Земли и сопротивление атмосферы. Далее надо в эфире, в пустоте, найти средства для дыхания, питания и сохранения достаточной температуры. Надо найти там же средства и источник энергии для перемещения по всему пространству солнечной системы. Необходимо развитие индустрии, поддерживающей необходимый комфорт бесчисленных будущих поколений, заселяющих солнечную систему. Наконец, надо указать практические пути для одоления 1-го шага, т. е. поселения вне атмосферы по близости Земли, в качестве ее маленького спутника.

НЕБЕСНЫЙ КОРАБЛЬ ДОЛЖЕН БЫТЬ ПОДОБЕН РАКЕТЕ

Основа действия каждого экипажа и корабля одна и та же: они отталкивают какую-либо массу в одну сторону, а сами (от этого) двигаются в противоположную. Пароход отталкивает воду, дирижабль и аэроплан — воздух, человек и лошадь—земной шар, реактивный прибор, напр[имер], ракета, сегнерово колесо — не только воздух, но и те вещества, которые заключены в них самих: порох, воду. Если бы ракета находилась в пустоте или в эфире, то все же она приобрела бы движение, так как у ней есть запас для отталкивания: порох или другие взрывчатые вещества, содержащие одновременно и массу и энергию. Очевидно, для движения прибора в пустоте он должен быть подобен ракете, т. е. содержать не только энергию, но и опорную массу в самом себе.

Для путешествий вне атмосферы и всякой другой материальной среды на высоте 300 км, а также еще дальше между планетами и солнцами,— нужен специальный прибор, который мы только для краткости будем называть *ракетой*.

Заметим, что межзвездный эфир есть такая же материальная среда, как и воздух, но до такой степени разреженная, что ни в каком случае не может служить опорой. Только условно она не причисляется к материи. Даже небесные камни (болиды, аэролиты, падающие звезды), в несколько граммов весом, могут в ней двигаться с ужасающей скоростью (до 50 и более верст в сек.), не встречая заметного сопротивления. Одним словом, эфир, в отношении сопротивления движению тел, может считаться за пустоту. Также и его потоки, в виде лучистой и электрической энергии, оказывают лишь чрезвычайно малое давление на тела. Так что мы пока и ими пренебрежем.

Взрывание не только может служить для поднятия с планеты, но и для спуска на нее; не только для получения скорости, но и для потери ее. Снаряд в состоянии удаляться от Земли, блуждать между планетами, между звездами, посещать планеты, их спутники, кольца и другие небесные

тела, возвращаться на Землю. Лишь бы было довольно энергетического взрывчатого материала. Впрочем, мы увидим, что есть возможность спускаться на планеты, имеющие атмосферы, без всяких затрат взрывчатого материала.

РАБОТА ТЯГОТЕНИЯ ПРИ УДАЛЕНИИ ОТ ПЛАНЕТЫ

Очень простым интегрированием можем получить следующее выражение для работы T, необходимой для удаления единицы массы [5] от поверхности планеты радиуса r_1 на высоту h.

$$T = \frac{g_1}{g} \cdot r_1 \left(1 - \frac{r_1}{r_1 + h}\right).$$

Здесь g_1 означает ускорение тяжести на поверхности данной планеты, а g — ускорение земной тяжести на поверхности Земли.

Положим в этой формуле h равным бесконечности. Тогда определим наибольшую работу при удалении единицы массы с поверхности планеты в бесконечность и получим:

$$T_1 = \frac{g_1}{g} \cdot r_1.$$

Заметив, что $\frac{g_1}{g}$ есть тяжесть на поверхности планеты по отношению к тяжести Земли, видим, что работа, потребная для удаления единицы массы от поверхности планеты на бесконечно большое расстояние, равна работе поднятия этой же массы от поверхности на один радиус планеты,— если допустить, что сила тяжести на ней не уменьшается с удалением от поверхности.

Таким образом, хотя пространство, куда проникает сила тяготения любой планеты, безгранично, однако сила эта представляет как бы стену или сферу ничтожного сопротивления, облекающую кругом планету на величину ее радиуса. Одолейте эту стену, прошибите эту неуловимую равноплотную облочку — и тяготение побеждено на всем его бесконечном протяжении.

Из последней формулы видно, что предельная работа T_1 пропорциональна силе тяжести у поверхности планеты и величине ее радиуса.

Для равноплотных планет, т. е. для планет одной плотности, например, с земной (5,5), сила тяжести у поверхности, как известно, пропорциональна радиусу планеты и выражается отношением радиуса (r_1) планеты к радиусу Земли (R).

Следовательно, $\frac{g_1}{g} = \frac{r_1}{R}$ и $T_1 = \frac{r_1}{R} \cdot r_1 = \frac{r_1^2}{R}$.

Значит, предельная работа T_1 чрезвычайно быстро уменьшается с уменьшением радиуса (r_1) планеты, именно — как ее поверхность.

Так, если эта работа для земного шара ($r_1 = R$) равна R, или 6 366 000 килограммометрам [6], то для планеты с диаметром, в 10 раз меньшим, она равна 63 660 килограммометрам.

Но и для Земли, с некоторой точки зрения, она не очень велика. В самом деле, если считать теплопроизводительность нефти в 10 000 калорий, что довольно верно, то энергия этого горения выразится механической работой в 4 240 000 килограммометров на 1 килограмм грючего материала [7].

Выходит, что для предельного удаления единицы массы от поверхности нашей планеты требуется работа, которая содержится потенциально в полуторах массовых единицах нефти.

Так, в применении к человеку, весящему 70 кг, получим количество нефти в 105 кг.

Недостает только уменья воспользоваться этой могучей энергией химического сродства.

Становится все-таки более понятным, почему увосьмиренное количество взрывчатого материала, сравнительно с весом снаряда, может помочь последнему вполне одолеть силу земного тяготения.

По Ланглею, квадратный метр, освещенный нормальными лучами Солнца, дает в минуту 30 калорий, или 12 720 килограммометров.

Чтобы получить всю работу, потребную для победы одного кило-[грамма] над тяжестью Земли, нужно пользоваться квадратным метром, освещенным лучами в течение 501 минуты, или 8-ми с лишком часов.

Все это очень немного; но при сравнении человеческой силы с силою притяжения, последняя нам покажется огромной.

Так, допустим, что человек каждую секунду подымается по прекрасно устроенной лестнице на высоту 20 см (около $4\,^1/_2$ вершков). Тогда предельная работа будет им совершена только в течение 500 дней тяжкого труда, если на ежедневный отдых подарим 6 часов. При употреблении для поднятия лошадиной силы сократим работу в 5 раз. При 10 лошадиных силах понадобится только 10 дней, а при непрерывной работе — около недели.

При той работе, которую поглощает летящий аэроплан (70 сил), довольно одного дня.

Для большинства астероидов и для марсовых лун эта работа полного одоления тяжести поразительно мала. Так, луны Марса не имеют в диаметре больше 10 км. Если принять для них земную плотность $5\,^1/_2$, то работа T_1 составит не более 16 килограммометров, т. е. соответствует поднятию на березу в $7\,^1/_2$ сажен [8] высоты. Если бы на нашей Луне, на Марсе оказались разумные существа, то победа над тяжестью для них была бы гораздо легче, чем для жителей Земли.

Так, для Луны T_1 в 22 раза меньше, чем для Земли. На крупных планетоидах и спутниках планет победа над тяжестью была бы пустяками с помощью описанных мною реактивных приборов. Напр[имер], на Весте T_1 в 1000 раз меньше, чем на Земле, потому что поперечник Весты равен 375 верстам. Поперечник Метиссы около 100 верст, а T_1 в 15 000 раз меньше.

Но это громаднейшие астероиды; большинство в 5—10 раз меньше. Для них T_1 в миллионы раз меньше, чем для Земли.

Из предыдущих формул найдем для всякой планеты:

$$\frac{T}{T_1} = \frac{h}{h + r_1} = \frac{\frac{h}{r_1}}{1 + \frac{h}{r_1}} .$$

Мы здесь выразили работу поднятия T на высоту h от поверхности планеты радиуса r_1 по отношению к полной наибольшей работе T_1. По этой формуле вычислим:

$\frac{h}{r_1} =$	$\frac{1}{10}$	$\frac{1}{5}$	$\frac{1}{4}$	$\frac{1}{3}$	$\frac{1}{2}$	1	2	3	9	99	бесконечно
$\frac{T}{T_1} =$	$\frac{1}{11}$	$\frac{1}{6}$	$\frac{1}{5}$	$\frac{1}{4}$	$\frac{1}{3}$	$\frac{1}{2}$	$\frac{2}{3}$	$\frac{3}{4}$	$\frac{9}{10}$	$\frac{99}{100}$	1.

Первая строка показывает на поднятие в радиусах планеты; вторая — на соответствующую работу, принимая работу полного одоления тяжести за единицу. Напр[имер], для удаления от поверхности планеты на один ее радиус нужно совершить половину полной работы, а для удаления в бесконечность — только вдвое более (1).

НЕОБХОДИМЫЕ СКОРОСТИ

Так как мы раньше часто давали скорости, приобретаемые ракетой от действия взрывчатых веществ, то интересно знать, каковы они должны быть, чтобы одолеть сопротивление тяготения.

Мы опять не будем приводить известных вычислений, с помощью которых скорости эти определяются, и ограничимся только выводами.

Так, скорость V_1, потребная для поднятия ракеты на высоту h и получения после этого скорости V, равна

$$V_1 = \sqrt{V^2 + \frac{2g_1 r_1 h}{r_1 + h}} .$$

Если тут положить, что $V = 0$, т. е. если тело движется вверх до остановки силою тяжести, то найдем:

$$V_1 = \sqrt{\frac{2g_1 r_1 h}{r_1 + h}}.$$

Когда h бесконечно велико, т. е. если поднятие беспредельно и конечная скорость нуль, то необходимая для того у поверхности планеты скорость выразится:

$$V_1 = \sqrt{2g_1 r_1}.$$

По этой формуле вычислим для Земли: $V_1 = 11\,170$ м в 1 секунду [9], или в 5 раз быстрее наибыстрейшего пушечного ядра, при его вылете из жерла.

Для нашей Луны $V_1 = 2373$ м [в сек.], т. е. это близко к скорости ядра и скорости молекул водорода. Для планеты Агата, имеющей 6 верст в диаметре и плотность, не большую плотности Земли (5,5), V_1 менее 5,7 м в 1 секунду; такую же почти скорость V_1 найдем и для спутников Марса. На этих телах солнечной системы достаточно слегка разбежаться, чтобы навсегда освободиться от силы их тяготения и сделаться самостоятельной планетой.

Для планет, равноплотных с Землей, получим:

$$V_1 = r_1 \sqrt{\frac{2g}{R}},$$

где g и R относятся к земному шару. Из формулы видно, что предельная скорость бросания (V_1) в этом случае пропорциональна радиусу (r_1) данной планеты.

Так, для наибольшего планетоида — Весты, поперечник которой близок к 400 км, найдем, что $V_1 = 324$ м в секунду.

Это значит, что даже ружейная пуля оставляет навсегда Весту и делается аэролитом, кружащимся вокруг Солнца.

Последняя формула удобна для быстрого соображения о скоростях бросания на разной величины равноплотных планетах. Так, Метисса, один из крупных астероидов, имеет диаметр раза в 4 меньше, чем Веста, и скорость поэтому будет во столько же раз меньше, т. е. около 80 м в секунду.

Вечное кружение вокруг планеты требует работы вдвое меньшей и скорости в $\sqrt{2} = 1{,}41\ldots$ раз меньшей, чем для удаления в бесконечность.

ВРЕМЯ ПОЛЕТА

Мы не будем тут приводить весьма сложных формул, определяющих время полета снаряда. Тем более, что это вопрос не новый и решенный, и мы будем только повторять известное.

Воспользуемся лишь одним выводом, чрезвычайно простым и полезным, для решения простейших задач о времени движения ракеты.

Для времени t падения неподвижного сначала тела на планету (или Солнце), сосредоточенную в одну точку (при той же массе), найдем:

$$t = \frac{r_2}{r_1}\sqrt{\frac{r_2}{2g_1}}\left(\sqrt{\frac{r_2}{r} - 1} + \arcsin\sqrt{\frac{r}{r_2}}\right).$$

Тут r_2 означает расстояние, с которого тело начинает падение; r есть величина этого падения; r_1 — радиус планеты, а g_1 — ускорение тяжести в это время у ее поверхности.

Та же формула, конечно, выражает и время поднятия от $(r_2 - r)$ до r_2, когда тело теряет всю свою скорость.

Если положить, что $r = r_2$, т. е. если определить время падения до центра сосредоточенной планеты, то получим из последней формулы:

$$t = \frac{\pi}{2} \cdot \frac{r_2}{r_1}\sqrt{\frac{r_2}{2g_1}}.$$

При обыкновенных условиях эта формула дает также, приблизительно, и время падения до поверхности планеты, или время поднятия ракеты с этой поверхности до остановки.

С другой стороны, время полного кругового обращения какого-нибудь тела, напр[имер], снаряда вокруг планеты (или Солнца), равно:

$$t_1 = 2\pi \cdot \frac{r_2}{r_1}\sqrt{\frac{r_2}{g_1}},$$

где r_1 — радиус планеты с ускорением g_1 у поверхности, а r_2 — расстояние тела от ее центра.

Сравнивая обе формулы, найдем

$$t_1 : t = 4\sqrt{2} = 5{,}657.$$

Стало быть, отношение времени обращения какого-нибудь спутника к времени его центрального падения на планету, сосредоточенную в одну точку, равно 5,66.

Итак, чтобы получить время падения какого-нибудь небесного тела (напр[имер], нашей ракеты) на центр (или, приблизительно,— на поверх-

ность), вокруг которого оно обращается, надо время звездного обращения этого тела по кругу разделить на 5,66.

Так узнаем, что Луна падает до Земли 4,8 суток, а Земля до Солнца — $64^1/_4$ суток.

Наоборот, ракета, брошенная с Земли и остановившаяся на расстоянии Луны, летела в течение 4,8 суток, или около 5 дней.

Также ракета, брошенная с Солнца и остановившаяся, под влиянием могучей силы его тяготения и недостаточной скорости ракеты, на расстоянии Земли, употребила бы на свой полет около 64 суток, или 2 месяца с лишком.

РАБОТА СОЛНЕЧНОГО ТЯГОТЕНИЯ

Определим работу тяготения Солнца, когда ракета направляется с земного шара. Конечно, выгоднее всего, чтобы снаряд был направлен по годовому движению Земли вокруг Солнца. Тут можно воспользоваться также и вращением нашей планеты вокруг оси.

Работа ракеты слагается из двух работ. Первая — одоление земной тяжести. Для единицы массы, напр[имер] тонны, она выражается 6 366 000 тоннометров, или секундной скоростью в 11 170 м. Если ракета будет брошена по направлению годового движения Земли, то она удалится от Земли и сделается спутником Солнца, как и Земля. Она также будет иметь секундную скорость, положим (среднюю), в 29,5 км. Для того, чтобы теперь она совсем удалилась от Солнца, надо работу ее годового движения увеличить в 2 раза, или скорость в $\sqrt{2}$, т. е. прибавить ей скорость, равную $29{,}5\,(\sqrt{2}-1)=12{,}21$ км [в секунду]. Полная работа выражается относительным числом $11{,}17^2+12{,}21^2$, а скорость, потребная для получения всей работы, будет $\sqrt{11{,}17^2+12{,}21^2}=16{,}55$ км [в сек.]. Так как у ракеты второй опоры нет, то она сразу должна приобрести эту скорость, отталкиваясь от Земли. Если воспользоваться вращением экваториальных точек Земли, то эта скорость еще уменьшится на 465 м [в сек.] и будет составлять 16 085 м [в сек.], т. е. около 16 км в секунду. Этой скорости, разумеется, более чем достаточно, чтобы долететь до любой планеты солнечной системы. С ней можно вечно блуждать между звездами (солнцами), никогда не останавливаясь. Только нельзя будет вылететь или, вернее, удалиться навсегда от нашего Млечного Пути. Если бы мы вздумали начать полет против годового движения Земли, то потребовалась бы громадная скорость и ужасающая работа, чтобы одолеть солнечное тяготение. Действительно, при первой работе мы удаляемся от Земли, но не теряем опять своей годовой скорости в 29,5 км [в сек.]. При отталкивании от Земли в противоположном направлении, чтобы удалиться от Солнца, мы должны потерять эту скорость и приобрести еще против годового движения

скорость в 41,7 км [в сек.], т. е. всего 71,2 км в секунду. Вся скорость, потребная для нашего дела, будет $\sqrt{71{,}2^2+11{,}2^2} = 72{,}1$. Эта скорость в $4^1/_2$ раза больше, а работа в 20 раз, количество же взрывчатых веществ невообразимо велико. Менее невыгодно будет при бросании снаряда в нормальном направлении к годовому пути Земли.

СОПРОТИВЛЕНИЕ АТМОСФЕРЫ ДВИЖЕНИЮ СНАРЯДА

Пока мы покажем только, что сопротивление атмосферы есть работа незначительная по отношению к работе тяготения. Потом эти вопросы разберем основательно. Пусть снаряд имеет отвесное движение. Если секундное ускорение его в 30 м, то он пронижет 50 верст, т. е. почти всю атмосферу, в течение 33 секунд. При этом наибольшая сек[ундная] скорость составит 1 кило[метр]. Но ведь эта скорость на высоте, где воздуха почти нет. Мы можем принять среднюю скорость не более полкило[метра в секунду]. Давление на 4 кв. метра сечения ракеты не будет превышать при такой скорости, по известным формулам, 100 тонн. Но так как ракета очень длинна, имеет хорошую форму и движется очень быстро, то это давление на плоское сечение уменьшается, по крайней мере, во 100 раз. Значит, оно будет не более 1 тонны. Наша большая ракета весит не менее 10 тонн. Давление на нее будет не менее 40 тонн. Таким образом, оно составит число в 40 раз больше того, которое выражает среднее сопротивление атмосферы. Полная работа снаряда или работа тяготения, конечно, будет в тысячи раз больше работы сопротивления атмосферы. Отсюда также видно, что воздух должен иметь незаметное влияние на скорость движения ракеты.

ИМЕЮЩАЯСЯ ЭНЕРГИЯ

Приводим тут таблицу 1.

Мы видели, что работа тяготения Земли, на кило[грамм] массы, составляет $6{,}37 \cdot 10^6$ килограммометров, или секундную скорость в 11 км. С этой работой мы и будем сравнивать энергию, которой может распоряжаться человек. Верхняя часть табл. 1 относится к тому случаю, когда мы летим в пустоте и потребляем собственный, запасной кислород. В этом случае энергия взрывчатых веществ, по крайней мере, в 4 раза меньше, чем нужно для освобождения их от пут тяготения, предполагая полную утилизацию горения. Соответствующая скорость раза в 2 меньше. Нижняя часть табл[ицы] относится к полету в воздухе, когда мы можем заимствовать кислород из окружающей среды, не запасая его в ракете. В таком случае имеющаяся энергия будет раза в 2 больше, чем потребно, также и скорость значительней.

Таблица 1

Энергия взрывчатых веществ на 1 кило[грамм] продуктов

[Реакция соединения]	Большие калории	Килограммометры	Сек[ундная] скорость в м	Отношение работ
H_2 и O_2; получаются пары воды	3200	1,37·10[6]	5180	1,455
То же, но получается вода	3736	1,6·10[6]	5600	1,702
То же, но получается лед	3816	1,63·10[6]	5650	1,730
С и O_2; получ[ается] CO_2	2200	0,94·10[6]	4290	1,000
Бензин H_6C_6 и O_2; получается H_2O и CO_2 . .	2370	1,01·10[6]	4450	1,077

Энергия на единицу массы горящего тела

Горящие тела. Горение в кислороде. Кислород извне	Большие калории	Килограммометры	Сек[ундная] скорость, в м	Отношение работ
Горит H_2. Пол[учается] H_2O	28780	12,3·10[6]	15520	13,08
Горит С. Пол[учается] CO_2	8080	3,46·10[6]	8240	3,673
Горит углеводород, пол[учается] CO_2 и H_2O	{ 10 000 13 000	4,28·10[6] 5,56·10[6]	9160 10440	4,545 5,909
Радий	1,43·10[9]	0,611·10[12]	3,44·10[6]	0,65·10[6]

В общем выходит, что энергии взрывчатых веществ оказывается далеко недостаточно, чтобы хотя им самим приобрести скорость, освобождающую их от земного тяготения.

Нетрудно элементарно доказать, что, несмотря на это, снаряд может получить любую скорость, стоит только запасти побольше взрывного материала. При единице запаса (1), по отношению к весу пустого снаряда, очевидно, и скорость будет близка к 5 км в сек., так как отталкивающиеся массы одинаковы (см. табл.). При относительном запасе в 3, скорость ракеты будет уже 10 км [в сек.]. Действительно, отбросив 2 единицы взрывчатых веществ, получим скорость ракеты (с остатком) в 5 км [в сек.]. Взрывая остаток (1), прибавим снаряду еще скорость в 5 км [в сек.]. Всего приобретем 10 км сек[ундной] скорости. Так легко докажем, что при

запасах взрывчатых веществ в 7; 15 и 31 получим скорости корабля в 15, 20 и 25 км [в сек.]. Между тем, даже для освобождения от солнечного тяготения [10] довольно секундной скорости в 16—17 км.

Разложение атомов есть источник огромной энергии, как это видно из последней строки таблицы. Эта энергия в 400 000 раз больше самой могучей химической энергии. Недостаток ее в том, что она чересчур дорога, недоступна и истекает крайне медленно, хотя и тысячи лет. Если бы мы даже добыли кило[грамм] радия (чего нет), то и тогда выделяемая им энергия дала бы только 15 килограммометров в секунду, т. е. труд рабочего. Значит, такой мотор, при одном весе с авиационным, по крайней мере, в 7 раз слабее последнего. Притом мы не имеем еще радиевого мотора, да и цена кило[грамма] радия не меньше миллиарда рублей. Но нельзя быть уверенным в том, что не найдут со временем дешевые и быстро выделяющие энергию источники.

ПОЛУЧЕНИЕ КОСМИЧЕСКИХ СКОРОСТЕЙ ВООБЩЕ

Мы можем такую скорость получить и на планете. Получив ее, мы удаляемся в эфирное пространство, блуждаем среди планет и даже среди звезд. Но если мы не имеем там, в пути, реактивного прибора, то движение наше будет подобно движению болида, т. е. оно не будет зависеть от нашей воли. Следовательно, без ракетного прибора обойтись все равно невозможно.

Получение скорости на Земле имеет большие преимущества, так как, двигаясь по ее поверхности, мы можем получать непрерывный приток энергии, не тратя запас.

Перечислю тут неосуществимые средства получения космических скоростей. 1) Невозможно пускать снаряд с вращающегося колеса или гигантской карусели, так как скорость по окружности колеса, независимо от его размеров, не может быть более 500—1000 метров в секунду; а это скорость не космическая. Даже при этой скорости колесо должно разорваться от центробежной силы. Кроме того, ни один организм не выдержит ее действия даже при диаметре колеса в 1 километр. 2) Невозможна короткая пушка, так как относительная тяжесть в ядре раздробит организм. Даже пушка длиною в 6 км мала. Приводится ли ядро в движение газом, взрывчатым веществом, электромагнитной силой — это все равно. 3) Невозможна вертикальная пушка, так как такие сооружения при большой высоте неосуществимы. 4) Непрактична горизонтальная пушка, независимо от ее длины, так как при вылете ядро быстро потеряет почти всю свою скорость в плотном слое воздуха (см. табл. 2). Из 8 строки ее видно, что ракета в 10 тонн весом, с площадью поперечного сечения в 4 кв. метра, при горизонтальном движении у уровня моря, даже при космической скорости в 8 км [в сек.], теряет 20% своей кине-

Таблица 2

Сопротивление воздуха и работа при постоянной скорости снаряда

Масса ракеты = 10 тонн. Площадь попер[ечного] сечения ракеты=4 кв. м. Утилиз[ация] формы=100. Пл[отность] в[оздуха] = 0,0013 [плотности]воды

1. Се[кундные] скорости, в км (1000 м) .	4	6	8	10	12	16	17
2. Давл[ение] возд[уха] на плоскость в 4 квдр. метра, в тоннах. $P = 0{,}0001 \cdot V^2 \cdot 4$	6400	14 400	25 600	40 000	57 600	102 400	115 600
3. Давлен[ие] на ракету при утилизации в 100. Тонны	64	144	256	400	576	10 24	1156
4. Работа ракеты при продвижении на 10 км. Тысячи тонно-метров	640	1440	2560	4000	5760	10 240	11560

5. Если ракета весит 10 тонн, то для одоления земной тяжести нужна работа не менее $6\,370\,000 \times 10 \times 2 = 127\,400\,000$ тм. Умножаем на 2, так как утилизируется не более 50% энергии взрыва.

6. Работа сопротивления по отношению к работе взрывчатых веществ, в %. Пробег 10 км	0,50	1,13	2,02	3,15	4,54	8,06	9,10
7. То же, но по отношению к работе движения снаряда. Проценты	1,00	2,26	4,04	6,30	9,08	16,12	18,20
8. То же, при пробеге в 50 км. Процен[ты]	5,00	11,30	20,2	31,5	45,4	80,6	91,0
9. Если пустая ракета весит одну тонну. Процент[ы]	50	113	202	315	454	806	910
10. Пушка на выс[оте] 8 км в 10 тонн, пробег 50 км, работа в процентах	1,5	3,4	6,0	9,4	13,6	24,2	27,3

тической энергии. Это при пролете в 50 км. Но ведь при такой скорости она будет двигаться криволинейно, не выйдет из атмосферы. Поэтому она потеряет быстро всю скорость, или раньше того упадет на Землю. При 16-кило[метровой секундной] скорости она потеряет 80% своей энергии. Если же ракета имеет меньшую массу, т. е. без запаса взрывчатых

веществ, напр[имер], при массе в одну тонну, то уже при скорости в 4 км [в сек.] она потеряет половину своей энергии. Массивность ядра много облегчает его полет. Из 10 стр[оки] видно, что пушка на высочайших горах терпима, так как ядро даже при скорости в 12 км [в сек.] теряет только 13,6% своей энергии. 5) Невозможно приобретение космической скорости на небольших круговых путях, так как центробежная сила убьет организм, хотя хорошо укрепленную в почве дорогу и не разрушит. 6) Непрактично и получение космической скорости на огромных путях, расположенных горизонтально по экватору, потому что сопротивление воздуха, как и в предыдущем случае, поглотит всю скорость движения. Колеса для движущегося космического экипажа (для облегчения трения) не пригодны.

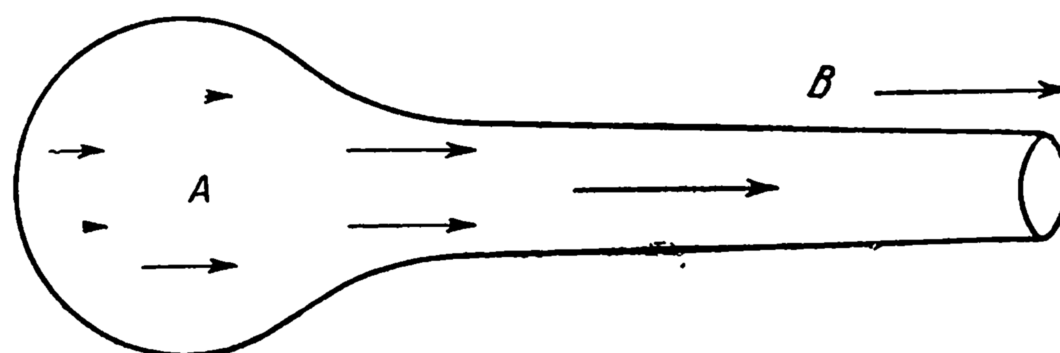
Некоторую степень возможности имеют газовые, и в особенности электромагнитные, пушки, длиною не менее 60 км, расположенные наклонно в горах, так что их жерло выходит на высоте 8 км, где воздух уже втрое разрежается.

О том, что пушки не могут быть коротки, много уже писалось. Повторим и мы несколько слов. Человек, даже погруженный в воду, едва ли может выдержать относительную тяжесть в сто раз большую земной. Следов[ательно], секундное ускорение движения ядра в пушке не может быть более 1000 м (10 × 100). Если надо избавиться от тяготения Земли, то приходится в канале приобрести скорость в 12 км [в сек.]. Это может совершиться в течение 12 секунд. Средняя скорость ядра будет 6000 м [в сек.]. В 12 сек[унд] оно пройдет 72 км. Такова и наименьшая длина пушки. Но, по всей вероятности, она в 10 раз больше, так как человек и в жидкости не выдержит более чем десятикратное утяжеление. Короткие стальные пушки пригодны лишь для бросания стальных же сплошных ядер. И такие пушки должны быть, по крайней мере, в сто раз длиннее обыкновенных артиллерийских орудий, иначе и ядра, без людей, будут раздроблены.

С первого раза кажется, что газ, скорость частиц которого при обыкновенной температуре не превышает 2 км в сек., не может дать космических скоростей. Но это ошибка, которую мы сейчас выясним.

Представьте себе большой резервуар A с водородом или другим газом и примыкающий к нему цилиндрический ствол B [черт. 1]. На снаряд B производится давление тем более постоянное, чем резервуар A больше сравнительно с объемом цилиндра B. Значит, в предельном случае работа, получаемая ядром, пропорциональна длине ствола, а скорость ядра пропорциональна квадратному корню из этой длины. Следовательно, она неограниченно велика. Этот странный вывод (парадокс) объясняется тем, что работа совершается на счет всей газовой массы A. А так как она может быть велика, то и отдаваемая ядру работа может быть громадной. Ведь большую скорость получает только незначительная масса газа в

стволе и сам снаряд. Остальная масса A имеет малую скорость, но зато она охлаждается. На счет этой выделенной огромной теплоты и получается работа движения ядра и газа в стволе B. Ясно, что для приобретения наибольшей работы и скорости полезно подогревание газа струями пара или другими приемами, которых множество. Удобно подогревание электрическим током через протянутые в A проводники.



[Черт. 1]

В последующих вычислениях будем считать давление на ядро постоянным, т. е. резервуар A очень большим, наполненным водородом и подогреваемым. На водород тяжесть действует в $14^1/_2$ раза слабее, чем на воздух (в отношении сгущения в низах), и потому мы примем, несмотря на большую высоту пушечного жерла, плотность газа во всей системе постоянной.

Получим уравнения

$$P = p_a \cdot n \cdot F; \tag{1}$$

$$j : g = P : M; \tag{2}$$

$$V = \sqrt{2jL}; \tag{3}$$

$$t = \sqrt{\frac{2L}{j}}; \tag{4}$$

$$K = \frac{j}{g}. \tag{5}$$

Из этих формул найдем:

$$j = g \cdot K; \tag{6}$$

$$P = \frac{M \cdot j}{g}; \tag{7}$$

$$n = \frac{P}{F p_a}; \tag{8}$$

$$L = \frac{V^2}{2j}. \tag{9}$$

Тут *K* — относительная тяжесть в ядре, *j* — сек[ундное] ускорение ядра, *P* — давление на ядро, *n* — число атмосфер давления, *L* — длина пушки в кило[метрах], *t* — время пребывания в канале, *F* — площадь сечения пушечного канала, *V* — наибольшая секундная скорость, *D* — диаметр сечения ядра и канала.

С помощью этих формул составим прилагаемую табл. 3.

Таблица 3

Ускорение земн[ой] тяжести $= g = 10$ [м/сек^2]. Масса ядра [11] $= M = 10[\overline{m}]$.
Давление атмосферы $= p_a = 10$ $[m/м]^2$

K	10	100	10	100	100	100	100	10	1000	1000	1000	1000	10 000	40
j, [м/сек^2]	10^2	10^3	10^2	10^3	10^3	10^3	10^3	10^2	10^4	10^4	10^4	10^4	10^5	400
P, $[\overline{m}]$	10^2	10^3	10^2	10^3	10^3	10^3	10^3	10^2	10^4	10^4	10^4	10^4	10^5	400
n	10	100	10	100	100	100	100	10	10^3	10^3	10^3	10^3	10^4	10
L, [км]	720	72	720	72	32	144,5	8	80	7,2	72	72	720	720	80
t, [сек.]	120	38	120	38	8	17	4	40	1,44	3,8	3,8	12	38	20
F, [м^2]	1	1	10	10	1	1	1	1	1	1	10	10	10	4
V, [км/сек]	12	12	12	12	8	17	4	4	12	38	38	120	380	8
D, [м]	1,13	1,13	3,57	3,57	1,13	1,13	1,13	1,13	1,13	1,13	3,57	3,57	3,57	2,26

Из таблицы видно, что при сгущении газа в 10 000 атмосфер и при длине пушки в 720 км, можно получить сек[ундную] скорость в 380 км. Между тем, как для одоления притяжения Солнца и блуждания в Млечном Пути надо лишь 17 км скорости [в секунду]. Из 6 столбца табл[ицы] видно, что такая скорость получается при относительной тяжести во 100, при стократном сжатии газа и при длине пушки в 145 км. Из 8 столбца видно, что 4 км скорости [в секунду] получается при десятикратной тяжести, при сжатии в 10 атмосфер и при длине пушки в 80 км. Если поперечное сечение канала увеличить в 4 раза, или диаметр в 2 раза, то (ст[олбец] 14) скорость той же массы увеличится вдвое, т. е. достигнет первой космической скорости (чтобы сделаться поблизости Земли ее спутником). Длина пушки и сжатие газа останутся те же, но ускорение и относительная тяжесть увеличатся вчетверо.

Электромагнитные пушки имеют большое преимущество, так как не требуют резервуара, гораздо осуществимее, экономнее и имеют обильный приток боковой энергии на всем их протяжении, легко подводимой проводниками из боковых станций.

Пушки, со временем, могут иметь большое применение для массового отправления снарядов: для космических переселений в большом масштабе и как дополнение к ракетному способу. В самом деле, при полу-

чении с помощью пушки первой космической скорости в 8 км [в сек.], ядро возвращается обратно на Землю и расшибается благодаря тому, что его скорость не параллельна экватору (или меридиану). Для первых важных достижений, т. е. для поселений поблизости Земли, но вне атмосферы, необходимо соединение пушечного метода с ракетным: ядро приобретает скорость меньшую 8 км [в сек.], но потом добавляет ее взрыванием, как ракета. Так как направление взрывания переменно и зависит от нас, то снаряд может приобрести достаточную скорость по окружности, чтобы сделаться близкой и маленькой луной Земли.

Без ракетного приспособления можно обойтись, когда цель снаряда (выброшенного из пушки) стать на орбиту Земли или пролететь поблизости планет нашей системы. Также тогда, когда он должен освободиться от притяжения Солнца и блуждать среди иных солнц, в Млечном Пути.

Во всяком случае пушки (и электромагнитные), вследствие своего большого протяжения, страшно дороги, мало осуществимы (в настоящее время), и притом реактивный прибор может обойтись и без них. Я только указал, что они не представляют нелепости и могут, со временем, когда космические переселения приобретут обширное применение, послужить также делу завоевания солнечных систем.

Ракета в сравнении с пушкой то же, что бактерия в сравнении со слоном. Ракетою я называю реактивный прибор, который двигается отталкиванием вещества, запасенного в нем заранее. Нет машины и нет организма, которые не отталкивали бы от себя материи: человек выделяет непрерывно кожей пар, также и паровая машина, но действие это слабо в сравнении с другими силами, в них работающими, и потому такие приборы нельзя называть реактивными. Ракета подобна увеселительной ракете. Отличие ее от других экипажей и кораблей в том, что последние отталкивают вещество, вне их находящееся.

Пусть мы сначала имеем дело с невесомой энергией, каково электричество, массой которого можно пренебречь. Допустим также, что снаряд не подвержен силе тяжести и другим внешним силам. Тогда для двух неподвижных масс, отталкиваемых промежуточной невещественной силой, имеем, на основании закона сохранения количества движения:

$$M_1 \cdot V + M_2 \cdot W = 0. \qquad (12)$$

Если скорость ракеты V примем положительной, то скорость отброса W будет отрицательна, так как количество движения было нуль и не может измениться внутренними силами. M_2 и M_1 означают массы отброса и ракеты.

Работа, полученная ракетой, будет

$$E_1 = \frac{M_1 V^2}{2}. \qquad (13)$$

Работа оттолкнутой массы будет:

$$E_2 = \frac{M_2 \cdot W^2}{2}. \tag{14}$$

Полезность ракеты [12], или использование ею энергии, будет:

$$\eta = \frac{E_1}{E_1 + E_2} = \frac{1}{\left(1 + \frac{E_2}{E_1}\right)} = \frac{1}{\left(1 + \frac{M_2 \cdot W^2}{M_1 \cdot V^2}\right)}. \tag{15}$$

Но из первого уравнения [см. уравнение(12)] видно, что

$$\frac{M_2}{M_1} = -\frac{V}{W}. \tag{16}$$

Значит, полезность ракеты:

$$\eta = \frac{1}{\left(1 - \frac{W}{V}\right)} = \frac{1}{\left(1 + \frac{M_1}{M_2}\right)}. \tag{17}$$

Отсюда ясно, что, чем меньше масса ракеты по отношению к массе отброса, тем использование ею энергии значительнее. Последняя формула дает таблицу 4.

Таблица 4

Масса ракеты, M_1 . . .	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0
Масса отброса, M_2 . . .	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Полезность ракеты, η .	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1
То же, в процентах . . .	0	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100

Из нее видно, что полезность, на практике, не может быть полной, так как ракета всегда имеет какую-нибудь массу. При равных массах ракеты и отброса использование составляет 50%.

Но не то будет, если снаряд со своим запасом уже имеет некоторую скорость, напр[имер], полученную посредством электромагнитной пушки, взрыванием или как бы то ни было. Тут может быть интересный случай, когда использование энергии, независимо от массы отброса, может быть во 100%. Действительно, если ракета имеет, напр[имер], один метр скорости, то, откидывая элемент отброса в противоположную сторону с относительной скоростью в один метр, получим малую частицу отброса с абсолютной скоростью в нуль. Ясно, что вся израсходованная работа пошла целиком на пользу снаряда. В разбираемом случае, вместо уравнения первого [см. (12)], получим:

$$M_1 (V + V_0) + M_2 (W + V_0) = (M_1 + M_2) \cdot V_0. \tag{18}$$

По сокращении, получим формулу (12) и все вытекающие из нее выводы. Тут V_0 есть общая первоначальная скорость системы до отбрасывания. Далее имеем:

$$E_1 = \frac{M_1}{2}(V + V_0)^2; \tag{19}$$

$$E_2 = \frac{M_2}{2}(W + V_0)^2; \tag{20}$$

$$\eta = \frac{1}{1 + \frac{M_2 (W + V_0)^2}{M_1 (V + V_0)^2}}. \tag{21}$$

По (18) или (12), вместо этого, найдем:

$$\eta = \frac{1}{1 - \frac{V (W + V_0)^2}{W (V + V_0)^2}}. \qquad (22)[13]$$

Если ракета имеет прибавку скорости (по тому же направлению, конечно), то отброс имеет скорость отрицательную. Если еще скорость отброса = общей скор[ости] ракеты ($W = V_0$), то числитель в формуле (22)[14] равен нулю и потому $\eta = 1$, то есть использование энергии будет полное, или составит 100%. Значит, выгодно, чтобы частицы отброса отталкивались в прямо противоположную сторону от движения снаряда, со скоростью самой ракеты. Тогда получим идеальное использование (η) затраченной работы.

Но мы имеем в виду от данной запасенной массы отброса получить наибольшую скорость снаряда. Выгодно с отбросом соединять энергию, чтобы самый отброс был в то же время и источником энергии. Иначе дело будет хуже. Действительно, если мы возьмем, напр[имер], песок, для отброса и углерод с кислородом (как соединение энергии с отбросом), то мы менее выгадаем, чем если возьмем в запас одни горючие вещества.

Во втором случае, при одной массе запаса, энергия на единицу массы запаса будет больше и потому получится бóльшая скорость отброса, а, стало быть, и ракеты. Вообще, энергия материальна. Даже электричество и свет материальны, не говоря уже про взрывчатые вещества. Чтобы снаряд получил наибольшую скорость, надо, чтобы каждая частица продуктов горения или иного отброса получила наибольшую относительную скорость. Она же постоянна для определенных веществ отброса. Что толку, если мы сэкономим энергию, не имея отброса. Экономия энергии тут не имеет места: невозможна и невыгодна. Другими словами: *в основу теории ракеты надо принять постоянную относительную скорость частиц отброса.*

Другое дело — реактивный аэроплан, который может воспользоваться воздухом как предметом отброса. Тут выгодно экономить запасенную энергию, которая, между прочим, должна быть использована и как отброс. Но такой снаряд не есть чисто реактивный прибор.

Может быть еще такой случай, когда помимо энергии отброса мы имеем еще приток энергии извне. Этот приток может подаваться с Земли во время движения снаряда в виде лучистой энергии с тою или другою длиною волн, также в форме альфа- и бета-частиц, также от Солнца.

Земной приток энергии заманчив, но мало данных для его обсуждения. Солнечный же приток энергии имеет место, когда уже ракета вне атмосферы. В обоих случаях запасной отброс не нужен, так как энергия, притекающая извне, сама содержит отброс в виде альфа- и бета-частиц. Надо только уметь направить их в сторону, противоположную желаемому направлению ракеты. Дело будет яснее, если мы запасаем радиоактивное вещество. Скорость частиц его так громадна, что запас его может быть очень мал, в сравнении с массой ракеты. Так что эта последняя может считаться постоянной, как и при энергии, притекающей извне.

В таком случае имеем:

$$\frac{dV}{W} = \frac{dM_2}{M_1}. \qquad (23)$$

W есть относительная скорость частиц отброса, напр[имер] частиц альфа. Интегрируя, получим, предполагая постоянное направление отбрасывания:

$$V = W\frac{M_2}{M_1} + V_0. \qquad (24)$$

V_0 есть начальная скорость ракеты до отбрасывания или взрывания. Если она равна нулю, то:

$$V = W\frac{M_2}{M_1}. \qquad (25)$$

Из формулы видно, что окончательная скорость снаряда пропорциональна относительному запасу отброса (или, вообще, отбросу, так как запаса может не быть) и относительной скорости отброса (напр[имер], частиц альфа).

Если $W = 3 \cdot 10^8$ м [в сек.]; $M_2 = M_1$, то $V = 3 \cdot 10^8$ м [в сек.]. Эта скорость в 18 000 раз больше той, какая нужна для одоления притяжения Солнца. Энергия же этого движения в 324 миллиона раз больше, чем нужно. Летя с такой скоростью, эфирный корабль достигнет ближайшего солнца или ближайшей иной солнечной системы в 4 года. Тут предполагается заимствование энергии извне. Для применения формулы к радиоактивному веществу надо, чтобы отношение $\frac{M_2}{M_1}$ было мало. Если,

напр[имер], оно равно 0,1, то для достижения иного соседнего солнца потребуется 40 лет.

От Солнца нельзя набрать так много частиц, ибо при удалении от Солнца приток их почти прекращается. Известные радиоактивные вещества, кроме того, разлагаются очень медленно и дают в секунду очень недостаточную работу. Количество их, имеющееся в руках человека, также ничтожно. Но будущее неизвестно: земной шар и его вещества мало исследованы. Он может дать еще много неожиданного.

Положим в форм[уле] (25): $W = 30\cdot 10^6$ м [в сек.], а $V = 17\cdot 10^3$ [м/сек], т. е. такую скорость снаряда, которая только немного больше требуемой для вечного удаления от Солнца.

Получим:

$$\frac{M_2}{M_1} = \frac{V}{W} = 0{,}00057. \qquad (26)^{[15)}$$

Значит, относительная масса отброса или радиоактивного вещества составляет в этом случае около $^1/_{2000}$ массы снаряда. Если, например, он весит тонну, то масса отброса составит только 568 г, или меньше полутора фунта. Масса отброса так мала, что масса ракеты может считаться постоянной и формулы применимы почти без погрешности при употреблении будущих пригодных радиоактивных веществ, если только скорости их частиц такого же порядка, как скорости альфа (электричество или радий).

Каково же будет использование энергии? Имеем:

$$E_1 = \frac{M_1\cdot V^2}{2}; \qquad (27)$$

$$E_2 = \frac{M_2\cdot W^2}{2}. \qquad (28)$$

Использование будет (см. 21):

$$\eta = \frac{1}{\left(1 + \frac{M_2\cdot W^2}{M_1\cdot V^2}\right)}. \qquad (29)$$

С помощью (26) получим:

$$\eta = \frac{1}{\left(1 + \frac{W}{V}\right)} = \frac{1}{\left(1 + \frac{M_1}{M_2}\right)}. \qquad (30)$$

Когда имеем дело с радиоактивными веществами или с энергией, притекающей извне, то отношения в последней формуле очень велики и потому имеем:

$$\eta = \frac{V}{W} = \frac{M_2}{M_1}. \qquad (31)$$

Так, в разобранном случае, когда $M_1 : M_2 = 1765$, использование составляет около одной двухтысячной. Хотя использование не выгодно, но зато запас отброса ничтожен.

Во франклиновом колесе использование выгоднее, потому что частицы приводят в движение сравнительно огромную массу воздуха (электрический ветер). Но в пустоте использование энергии так мало, что колесо не вращается, т. е. получаемая работа не может одолеть трения. Принцип франклинова колеса мог бы иметь применение при полете снаряда в воздухе.

ПРЕВРАЩЕНИЕ ТЕПЛОВОЙ ЭНЕРГИИ В МЕХАНИЧЕСКОЕ ДВИЖЕНИЕ

Обратимся к взрывчатым веществам. Источник их энергии есть химическое сродство. В общем они дают лишь теплоту, т. е. беспорядочное движение частиц (молекул). Нужны особые машины, чтобы получить из такого движения (из теплоты) движение частиц согласованное, параллельное, в одну сторону, одним словом, движение простое, видимое. Для реактивного аппарата надо, чтобы возможно бо́льшая часть тепловой или химической энергии частиц превратилась в их согласованное поступательное движение. Тогда исчезнет теплота, а взамен ее мы получаем механическое движение, или быстро движущуюся струю. Для этого употребляют длинную трубу. В одном конце ее происходит взрыв или горение, а из другого стремительно вылетают газы и пары. Стенки трубы имеют свойство беспорядочное (в разные стороны, колеблющееся), тепловое или химическое движение (незаметное, ощущаемое как теплота) направлять в одну сторону, превращать в поток, подобный речному. Но необходимо, чтобы продукты горения были газообразны или парообразны (летучи), с возможно низкой температурой ожижения. Если это так, то газ, расширяясь в трубе, все более и более охлаждается, теплота исчезает, заменяясь газовой струей. Если труба короткая, то газ вырывается из нее, имея высокую температуру, и энергия ее не будет использована (так бывает в пушках и ружьях). После выхода из трубы газ продолжает расширяться и охлаждаться, но движение происходит в разные стороны, что для нас непригодно. Еще хуже, если взрыв происходит без трубы. Чересчур длинная труба выгодна, но она обременит своей массой ракету и потому тоже не годится.

При шестикратном расширении газов абсолютная температура понижается вдвое. Использование тепла будет в 50%. При расширении в 36 раз используется уже 75% и т. д. Итак, труба должна быть настолько длинна, чтобы газ, при выходе, расширился по крайней мере в 36 раз. Еще лучше — в 1300 раз. Тогда пропадет только 5% всей тепловой энергии. Совершенно непригодны вещества, дающие нелетучие продукты, например окись кальция: энергия велика, но использовать ее трудно,

так как нет газа (он есть только при очень высокой температуре, как на Солнце), нет расширения. Энергия превращается в лучистую и теряется в эфире. Терпимы парообразные продукты, в особенности в смеси с газообразными. Например, при сгорании углеводородов с кислородом или с его азотными соединениями выделяются газы (углекислый, азот) и пары воды. При сильном расширении прежде ожижаются в капли пары воды. Но, в присутствии газов, они передают свою теплоту газам, которые и используют их энергию. Также может быть использована и энергия, выделяемая при замерзании воды. Абсолютная температура взрывающихся газов в первый момент должна бы достигать 10 000 градусов; но при такой температуре только малая часть элементов находится в соединении, остальная разложена. Первая, сложная часть, только при расширении своем и понижении температуры постепенно возрастает. Поэтому температура взрывающихся веществ на деле едва ли превосходит 3000 градусов. На этом основании в последующей таблице 5 мы выражаем числами не степень тепла, а степень потенциальной энергии. Впрочем, начиная с тысячи, двух тысяч, это уже будет приблизительная температура.

Таблица 5

Использование теплоты в трубе

Расширение газов	1	6	36	216	1300	7800	46800
Температ[ура] абсолютная или энергия	10000	5000	2500	1250	625	312	156
Температ[ура] по Цельсию	9727	4727	2227	977	352	39	— 147
Использование тепла, в процентах	0	50	75	87	95	97	98,4
Потеря в процентах	100	50	25	13	5	3	1,6
Примерн[ая] плотн[ость] газов по отношению к воздуху	1000	167	28	4,6	0,77	0,13	0,02

Как видно, даже при использовании в 95% температура еще составляет 352° Ц. При ней пары в ожижение прийти не могут, и потому не используется при таком расширении даже скрытая теплота ожижения. Значит, выгодно дальнейшее расширение, возможное лишь в пустоте. Тогда труба еще должна удлиниться.

Взрывание при высоком давлении особенно необходимо во время полета в атмосфере. Взрывание не может давать давление, меньшее атмосферного, ибо в противном случае не будет расширения и потока. Но и при много превышающем давлении использование будет тем меньше, чем ниже давление в сравнении с воздушным. Если, например, давление

газов в 6 раз больше воздушного, то использование не может быть больше 50%. Если давление газов в 36 раз больше давления среды, то использование меньше 75% (см. табл. 5).

В пустоте — другое дело. Там упругость взрывающихся газов может быть очень мала, только труба будет шире, вес же ее останется почти без изменения. Мы не теряем в использовании, теоретически, ни при каком самом малом давлении взрыва, если только ракета в пустоте. Итак, выходит, что в начале полета снаряда давление в трубе должно быть очень высокое в сравнении с атмосферным; затем, по мере поднятия, это давление может пропорционально понижаться, а в эфире, вне воздуха, может быть как угодно слабо. На практике это мало применимо, так как труба должна быть для этого то узкой с толстыми стенками, то широкой со стенками тонкими.

Надо выбрать среднее давление, превышающее, конечно, атмосферное, и его придерживаться до получения устойчивого положения, подобного положению небесных тел. После этого давление может быть произвольно малым.

Давление одних и тех же взрывных веществ может изменяться от 5000 атмосфер до желаемой малой величины. Дело в том, что в одной и той же трубе сила взрыва зависит от тщательности смешения элементов горения. Смешение может быть так совершенно, так тесно, что взрыв будет почти моментальный. И, наоборот, он может быть медленным, как горение при плохом смешении, когда части соединяющихся веществ очень крупны. Этим путем и регулируется давление. Так более или менее сильное действие пороха зависит от его приготовления.

При высоком давлении использование энергии велико, но требуется неодолимо большая работа для вталкивания масс во взрывную трубу. Поэтому надо, по возможности, не очень теряя в использовании, понизить максимальное давление в трубе. В температуре мы тут не выигрываем. Она неизбежно высокая, именно 3—4 тысячи градусов Ц. Искусственное охлаждение наружных стенок трубы необходимо.

Мы можем сейчас указать на потребный минимум давления. Он определяется влиянием атмосферы, ее давлением. Если начать полет с высоких гор, то атмосферное давление можно принять в 0,3 кг на квадратный сантиметр. Это составляет около трети давления при уровне океана. Значит, при вылете газы трубы не должны иметь [давление] меньше 0,3 [кг/$см^2$]. В начале же трубы давление должно быть, по крайней мере, в 36 раз больше (использ[ование] 75%). Итак, максимальное давление газов не должно быть менее 10 атмосфер. В нижних же слоях — не менее 30 атмосфер. Во всяком случае, можно ограничиться ста атмосферами.

Рассчитаем величину площади основания взрывной цилиндрической трубы при этом давлении. Если ракета весит тонну, а со взрывным материалом 5 тонн, если давление на нее от взрывания в 2 раза превышает

ее вес, то надо получить давление на дно трубы в 10 тонн. Площадь основания трубы будет равна ста квадратным сантиметрам. Диаметр круглой площади основания составит 11,3 см. Мы уже говорили, как получить низкое давление: чем крупнее элементы взрыва, т. е. чем хуже они размешаны, тем взрыв слабее. Все же в запертом пространстве, в конце концов, давление достигнет огромной величины. Но, во-первых, труба широка и открыта, во-вторых, размешивание таково, что давление получается какое нам нужно. Повторяю, что мы нисколько не теряем энергии горения от слабого давления. При беспорядочном взрыве (взрыве частном в общей массе) происходит охлаждение и бурное движение (порыв). Но движение, не совершая работы, тут же превращается в теплоту, и температура восстанавливается. Физики хорошо это понимают. Если использование энергии и будет хуже при малом давлении, то виновата в этом атмосфера. Она не позволяет взрывчатым веществам расширяться неограниченно. Но зато при большом давлении труба будет короче, что составляет экономию веса. В пустоте, увеличивая длину трубы, мы можем довести использование энергии горения почти до 100%; но длина трубы будет тогда обременительно велика. Я много раз доказывал, что работа вталкивания взрывных материалов в трубу довольно велика и при наибольшем давлении неодолима. Для избежания этого можно сделать так, чтобы давление в начале трубы периодически менялось, например, от 200 атмосфер до нуля и от нуля до 200. Оно будет волнистым. Среднее давление может быть в этом случае очень велико, лишь бы перенес его человек. Взрывчатые вещества тут должны вталкиваться в моменты слабейшего давления, периодически. Тогда работа вталкивания будет ничтожна, а использование теплоты или химического сродства гораздо больше. В воде же толчки не отразятся вредно на человеке.

ДВИЖЕНИЕ РАКЕТЫ ОТ ВЗРЫВАНИЯ В ПУСТОТЕ И В СРЕДЕ, СВОБОДНОЙ ОТ ТЯЖЕСТИ

Хотя и не выгодно давать отбросу относительную скорость, большую или меньшую абсолютной скорости снаряда, но при употреблении взрывчатых веществ относительная их скорость, поневоле, постоянна. Чем она вообще больше, тем бо́льшую скорость получает аппарат. Если так, то сначала скорость частиц отброса больше скорости ракеты и использование очень мало, затем обе скорости равны, использование полное. Далее, скорость отброса меньше, и использование уклоняется от полного. Короче, использование энергии, или переход ее в движение ракеты, начинается с нуля, постепенно возрастает, доходит до 100%, затем непрерывно уменьшается, спускаясь в пределе до нуля.

При взрывании мы имеем две потери. Прежде всего не вся энергия тепла превращается в движение отброса. Но чем длиннее труба и чем

газообразнее продукты отброса, тем эта потеря меньше. В пределе она нуль. На практике использование не должно быть меньше 75%. Вторая потеря зависит от того, что отброс имеет одну и ту же относительную наибольшую скорость, не равную ускоряющемуся движению снаряда. Как увидим, эта потеря, при космических скоростях, составляет не менее 35%, а использование — не более 65%. В среде тяготения, в которой мы живем на Земле, оно меньше. Если принять вторичное использование в 50%, то ракета превращает в свое движение около 37% (0,75 × 0,5) всей потенциальной энергии взрывчатых веществ.

Имеем в пустоте и в среде, свободной от тяжести,

$$WdM + M_p dV = 0. \tag{32}$$

Но M_p состоит из постоянной массы M_1 (т. е. из снаряда, людей, запасов и разных принадлежностей) и переменной массы $[M]$ взрывчатых веществ, которые, сгорая, выбрасываются из ракеты. Значит, $M_p = M_1 + M$. Теперь вместо (32) получим:

$$WdM + (M_1 + M)\,dV = 0. \tag{33}$$

Отсюда

$$dV = -W\frac{dM}{M_1 + M}. \tag{34}$$

Интегрируя, найдем:

$$V = -W \cdot \ln(M_1 + M) + \text{const}. \tag{35}$$

(ln означает натуральный логарифм). Допустим, что при начале взрывания ракета не двигалась, т. е. $V = 0$ и $M = M_2$. Тогда из (35):

$$\text{const} = W \cdot \ln(M_1 + M_2). \tag{36}$$

Следовательно:

$$V = W \cdot \ln\left(\frac{M_1 + M_2}{M_1 + M}\right). \tag{37}$$

Наибольшую скорость получает ракета, когда израсходует весь запас взрывчатых веществ или когда $M = 0$.

В таком случае

$$V_{\max} = W \cdot \ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right). \tag{38}$$

Из последней формулы видно: 1) Максимальная скорость снаряда ($V_{\max}$) тем больше, чем большую скорость имеет отброс (W). 2) $V_{\max}$ может беспредельно возрастать с увеличением относительного количества $\left(\frac{M_2}{M_1}\right)$ отброса. Но возрастание это, сначала довольно быстрое,

потом делается все более и более медленным. Если отношение $\frac{M_2}{M_1}$ очень мало, то математики легко докажут, что $V_{\max} = W \cdot \frac{M_2}{M_1}$. Значит, в этом случае $V_{\max}$ пропорциональна запасу M_2. Напротив, в пределе, когда отношение (см. 38) очень велико, $V_{\max} = W \cdot \ln\left(\frac{M_2}{M_1}\right)$, т. е. возрастание скорости будет чрезвычайно медленное. 3) Скорость ракеты не изменяется, если отношение $\frac{M_2}{M_1}$ остается постоянным. Отсюда видно, что космическая скорость не зависит от абсолютной величины массы снаряда. Иными словами, масса снаряда и его нагрузка произвольно велика, если не считаться с иными условиями. 4) Окончательная $V_{\max}$ не зависит от порядка взрывания. Проходит ли оно равномерно или нет, секунды или тысячелетия — это все равно. Даже перерывы ничего не значат [16].

Из (34) найдем:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{-W}{M_1 + M} \cdot \frac{dM}{dt}. \tag{39}$$

Первая часть выражает секундное ускорение в движении ракеты, т. е. силу рожденной в ней относительной тяжести (хотя кругом, по нашему условию, тяжести нет). Как видно (39), она пропорциональна интенсивности в расходе материала $\left(\frac{dM}{dt}\right)$. Кроме того, по мере его (M) израсходования, кажущаяся тяжесть увеличивается, так как M уменьшается. Чтобы относительная тяжесть оставалась неизменной, необходимо постепенное ослабление интенсивности взрыва. Тогда из (39) получим:

$$\frac{-W}{M_1 + M} \cdot \frac{dM}{dt} = K, \tag{39$_1$}$$

где K есть постоянная относительная тяжесть. Отсюда:

$$\frac{-W \cdot dM}{M_1 + M} = K \cdot dt. \tag{39$_2$}$$

Интегрируя, получим:

$$-W \cdot \ln(M_1 + M) = K \cdot t + \text{const}. \tag{39$_3$}$$

Если $M = M_2$, то $t = 0$, следовательно:

$$t = \frac{W}{K} \cdot \ln\left(\frac{M_1 + M_2}{M_1 + M}\right). \tag{39$_4$}$$

Если $M = 0$, т. е. весь взрывчатый материал исчерпан, то

$$t_1 = \frac{W}{K} \cdot \ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right). \qquad (39_5)$$

Значит, время всего взрывания обратно получаемой относительной тяжести и увеличивается с массой отброса.

Из (39_1) найдем:

$$\frac{dM}{dt} = -\frac{K}{W}(M_1 + M). \qquad (39_6)^{[17]}$$

Отсюда видно, что наименьшая интенсивность взрывания или наименьшая их потеря бывает при конце взрывания, когда M осталось мало, а наибольшая — вначале, когда $M = M_2$.

В первом случае

$$\frac{dM}{dt} = -\frac{KM_1}{W}, \qquad (39_7)$$

а во втором

$$\frac{dM}{dt} = -\frac{K}{W}(M_1 + M_2). \qquad (39_8)$$

Отношение наибольшего расхода (в начале) к наименьшему (в конце) будет

$$1 + \frac{M_2}{M_1}. \qquad (39_9)$$

Чем больше отношение $\frac{M_2}{M_1}$, тем сильнее изменяется расход взрывчатого материала, и, обратно, он почти постоянен при малом отношении. На практике силу взрывания изменять неудобно, проще переносить непостоянную тяжесть, погрузивши людей и другие нежные предметы в жидкость.

Время взрывания всего запаса, при его равномерности, когда ускорение ракеты и относительная тяжесть возрастают, но расход взрывчатых веществ один и тот же, можно выразить еще так:

$$t_1 = M_2 : \frac{dM}{dt}. \qquad (39_{10})$$

Тут производную можно заменить секундным расходом взрывчатого вещества. То же время, при равномерном ускорении ракеты и постоянной относительной тяжести в снаряде (39_1), но нėравномерном расходе отброса, будет равно:

$$t_1 = \frac{V_{\max}}{j} = V_{\max} : \frac{dV}{dt}. \qquad (39_{11})$$

Производная тут выражает постоянное прибавление скорости снаряда в секунду.

Интересно знать, какая часть полной работы движущихся частиц отброса передается ракете. Имеем:

$$E_2 = 0{,}5M_2 \cdot W^2; \tag{40}$$

$$E_2 = 0{,}5 \cdot M_1 V_{\max}^2 . \tag{41}$$

Отсюда:

$$\frac{E_1}{E_2} = \frac{M_1}{M_2} \cdot \left(\frac{V_{\max}}{W}\right)^2, \tag{42}$$

или, на основании (38):

$$\frac{E_1}{E_2} = \frac{M_1}{M_2}\left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2 . \tag{43}$$

Отсюда можно вычислить, что использование не может быть больше 65%, а для получения космических скоростей оно может быть принято в 50%. Если запас взрывчатого вещества сравнительно невелик, то приблизительно получим вместо (43):

$$\frac{E_1}{E_2} = M_2 : M_1 \tag{45}$$ [18]

или, точнее:

$$\frac{E_1}{E_2} = \frac{M_2}{M_1}\left(1 - \frac{M_2}{M_1}\right). \tag{46}$$

Можно получить еще более точную формулу, зная, что

$$\ln(1 + x) = x - \frac{x^2}{2} + \frac{x^3}{3} - \frac{x^4}{4} \ldots \tag{47}$$

Из формул видно, что сначала, когда запас мал, полезность возрастает пропорционально запасу, затем медленнее, достигает наибольшей величины, потом медленно уменьшается и, в пределе, достигает нуля.

Отношение $\frac{M_2}{M_1} = q$, соответствующее наибольшей полезности, определяется уравнением:
$\ln(1 + q) = \frac{2q}{1 + q} \cdot q$ близко к 4 (т. е. запас превышает вес ракеты в 4 раза), а использование 65%.

Кроме того, что мы вывели аналитически, из таблицы [6] видим, что наибольшее использование (до 65%) энергии отброса бывает тогда, когда

вес его в 4 раза больше веса ракеты. Но процент использования, вообще, не мал (около 50%), когда относительное количество отброса колеблется от 1 до 20, а соответствующие скорости от 3000 м[в сек.] до 15 000.

Таблица 6

Отношение массы отброса к массе ракеты $M_2 : M_1$	V_{max}, если скорость отброса = 5000 м [в сек.], форм[ула] (38).	V_{max}, если скорость отброса = 4000 м [в сек.], форм[ула] (38).	Использование $\eta = \frac{E_1}{E_2}$ (в процентах) форм[ула] (43).	Приблизител[ьное] поднятие в км при постоян[ной] земн[ой] тяжести [19].
0,1	472,5	378	8,87	11,4
0,2	910	728	16,55	42
0,3	1310	1048	22,9	92
0,4	1680	1344	28,2	138
0,5	2025	1620	32,8	204
0,6	2345	1876	36,7	280
0,7	2645	2116	40,0	357
0,8	2930	2344	42,9	440
0,9	3210	2568	45,8	520
1	3465	2772	48,0	607
1,5	4575	3660	55,8	650
2	5490	4392	60,3	1520
3	6900	5520	63,5	2430
4	8045	6436	64,7	3300
5	8960	7168	64,1	
6	9730	7784	63,0	
7	10 395	8316	61,7	
8	10 985	8788	60,5	
9	11 515	9212	58,9	
10	11 990	9592	57,6	На деле поднятие выше, ибо тяжесть ослабляется
15	13 865	11 092	51,2	
20	15 220	12 176	46,3	
30	17 170	13 736	39,3	
50	22 400	17 920	31,0	
100	26 280	21 040	21,0	
193	30 038	24 032	14,4	
∞	∞	∞	0	

Это вполне достаточные космические величины. Две скорости таблицы относятся к разным взрывчатым материалам. Большая — к чистым —

водороду и кислороду. Меньшая — к углеводородам и эндогенным соеди нениям кислорода. Для наглядности, я прибавляю пятый столбец, который показывает в кило[метрах] наибольшее поднятие тела при земной и постоянной тяжести.

Наше исследование применяется в следующих случаях: 1) в среде без тяжести, напр[имер], между солнцами или млечными путями, где тяжесть близка к нулю; 2) на малых астероидах, малых лунах (луны Марса) и на всех малых небесных телах, напр[имер], на кольцах Сатурна, где тяжестью тоже можно пренебречь; 3) на орбите Земли; 4) в каждом месте любой солнечной системы, на каком угодно расстоянии от небесного тела, если снаряд вне атмосферы и приобрел или не приобрел скорость, препятствующую ему задевать небесное тело или его атмосферу.

Потом увидим, что для избежания потери энергии, направление взрывания должно быть нормально к равнодействующей силе тяготения.

Отсюда видно, что достаточно только освободиться от планетной атмосферы и сделаться спутником этой планеты, хотя бы на очень близком от нее расстоянии, чтобы дальнейшее движение и перемещение по всей вселенной было совершенно обеспечено. Действительно, взрывание тогда может быть очень слабым, а энергия, потребная для этого, может быть заимствована от энергии Солнца. Опорный материал дадут частицы альфа и бета, повсюду рассеянные, или болиды, космическая пыль и другая небесная мелочь.

Первый великий шаг человечества состоит в том, чтобы вылететь за атмосферу и сделаться спутником Земли. Остальное сравнительно легко, вплоть до удаления от нашей солнечной системы. Но я, конечно, не имею в виду спуск на массивные планеты.

ДВИЖЕНИЕ РАКЕТЫ В СРЕДЕ ТЯЖЕСТИ, В ПУСТОТЕ

Устраним мысленно атмосферу или вообразим себя на Луне или другой планете, имеющей сушу и не окруженной газами или парами. Медленным вращением планеты пренебрегаем. Полет снаряда может быть: 1) отвесным, 2) горизонтальным и 3) наклонным.

Разберем вопрос вообще (см. черт. 2).

На ракету действует сила тяжести (g), выражаемая секундным ускорением, затем сила взрывания по направлению длинной оси снаряда (j). Между направлениями этих сил образуется данный угол α, больший $90°$. Угол силы взрывания с горизонтом будет $\alpha - 90 = y$. Это будут три данных величины. Неизвестны: направление движения ракеты, определяемое углом β или углом x и величина равнодействующей p, т. е. секундное истинное ускорение снаряда (p).

Тригонометрия нам даст (см. черт. 2):

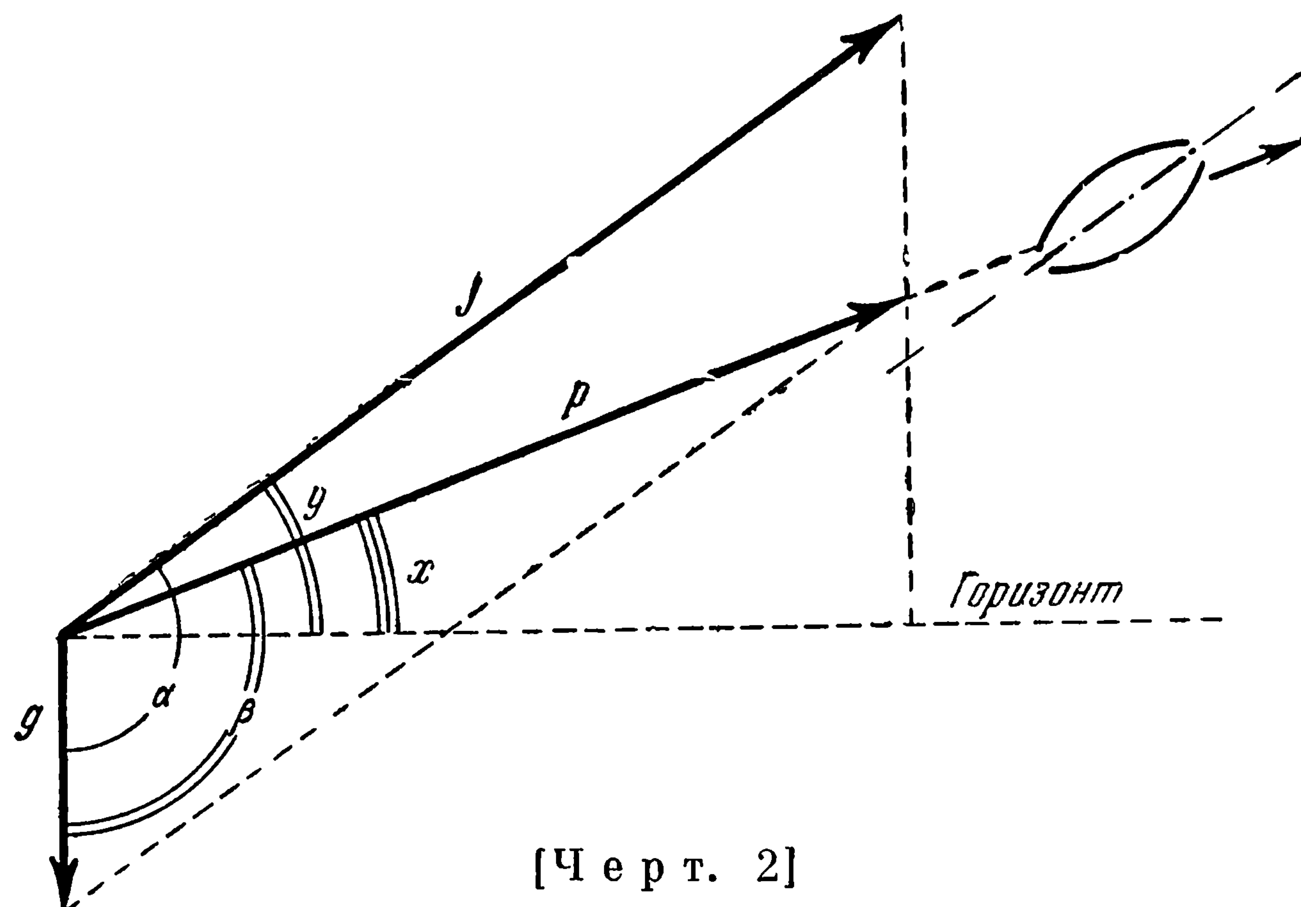
$$\alpha = y + 90^\circ; \quad \sin\alpha = \cos y; \quad \cos\alpha = -\sin y;$$

$$\cos\beta = -\sin x; \quad x = \beta - 90^\circ; \quad \operatorname{tg}\beta = -\operatorname{ctg} x.$$

$$\operatorname{tg}\beta = \operatorname{ctg} x = \frac{j\cdot\sin\alpha}{g + j\cdot\cos\alpha} = \frac{j\cdot\cos y}{g - j\cdot\sin y}. \tag{48}$$

$$p = \sqrt{j^2 + g^2 + 2j\cdot g\cdot\cos\alpha} = \sqrt{j^2 + g^2 - 2j\cdot g\cdot\sin y}. \tag{49}$$

Известный угол y и неизвестный x проще, потому что они меньше прямого и определяют наклоны к горизонту силы взрывания (также оси ракеты) и равнодействующей (истинное направление движения снаряда).



[Черт. 2]

Каково же будет использование в среде тяжести, в пустоте?

$$E_1 = 0{,}5\, M_1 \cdot V^2_{\max} + A. \tag{65}$$

A есть работа поднятия ракеты, а E_1 — работа ракеты.

$$A = -\cos\beta\cdot l\cdot M_1 g = +\sin x\cdot l\cdot M_1\cdot g. \tag{66}$$

l означает величину пролета или длину пути снаряда.

Если p и j будут постоянны, то:

$$l = \frac{V^2_{\max}}{2p}, \tag{67}$$

и (из 65—67)

$$E_1 = 0{,}5 M_1 \cdot V_{\max}^2 \left(1 + \frac{g}{p} \cdot \sin x\right). \qquad (68)$$

Далее

$$E_2 = 0{,}5 M_2 \cdot W^2. \qquad (69)$$

Из (68) и (69):

$$\eta = \frac{E_1}{E_2} = \frac{M_1}{M_2} \cdot \frac{V_{\max}^2}{W^2} \left(1 + \frac{g}{p} \sin x\right). \qquad (70)$$

Из тригонометрии известно для всякого угла:

$$\cos \beta = \frac{\operatorname{ctg} \beta}{\sqrt{1 + \operatorname{ctg}^2 \beta}}. \qquad (71)$$

Отсюда и [из] (48):

$$\cos \beta = \frac{g + j \cdot \cos \alpha}{\sqrt{j^2 \cdot \sin^2 \alpha + (g + j \cdot \cos \alpha)^2}} = -\sin x = \frac{g - j \cdot \sin y}{\sqrt{j^2 \cdot \cos^2 y + (g - j \sin y)^2}}. \qquad (72)$$

Из (70) теперь можем исключить неизвестный $\sin x$. Но надо еще исключить и $V_{\max}$. Имеем:

$$t_1 = \frac{W}{K} \cdot \ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right). \qquad (39_5)$$

Это есть полное время взрывания при постоянной относительной тяжести K. Но

$$K = j \quad \text{и} \quad V_{\max} = p \cdot t_1. \qquad (74)$$

Следовательно, (из 39_5 и этого [74]):

$$V_{\max}^2 = p^2 \cdot \frac{W^2}{j^2} \left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2. \qquad (75)$$

Теперь из (70), (72) и (75) найдем:

$$\eta = \frac{p^2 \cdot M_1}{j^2 \cdot M_2} \cdot \left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2 \times$$

$$\times \left(1 \pm \frac{g\,(g - j \cdot \sin y)}{\sqrt{j^2 \cdot \cos^2 y + (g - j \sin y)^2} \cdot \sqrt{j^2 + g^2 - 2jg \cdot \sin y}}\right). \qquad (77)$$

Когда тяжести нет, $g = 0$ и $p = j$. В этом случае последняя формула дает форм[улу] (43). Определим по (77) использование (η) в том случае когда взрывание горизонтально, т. е. когда $y = 0$. Тогда опять получим формулу (43). Легко и так видеть, что при направлении взрывания, нормальном к силе тяготения (горизонтальном), использование такое же, как при полном отсутствии тяжести. Близко к планете (у самой поверхности) горизонтальное взрывание не применимо, так как ракета, понижаясь, заденет за почву. Но на некоторой высоте, даже в воздухе, оно возможно, а также тогда, когда ракета, в силу приобретенной космической скорости, уже не может задеть за атмосферу и носится, как небесное тело. Оно еще применимо к планетам без атмосфер, при движении снаряда по горизонтальному гладкому пути. Далее увидим и применение к движению в атмосфере.

Можем проверить форм[улу] (77) еще на одном частном случае.

Положим, что движение снаряда отвесно, т. е. $y = 90°$ и $p = j - g$. Тогда найдем:

$$\eta = \frac{M_1}{M_2} \cdot \left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2 \cdot \left(1 - \frac{g}{j}\right). \qquad (80)$$

Эта же формула была выведена ранее и содержится еще в печатных трудах 1903 г.[20] Из нее видно, что отвесное движение ракеты очень не выгодно, в особенности, когда j немного превышает тяжесть. Напротив, чем больше сила взрывания j по отношению к g, тем потеря меньше и η больше. Сравнивая полезность в свободной от тяжести среде (43) с полезностью в среде тяготения при отвесном движении (80), видим, что последняя полезность меньше первой в $1 : \left(1 - \frac{g}{j}\right)$. Относительная потеря выражается дробью $\frac{g}{j}$. Если, например, сила взрывания в 10 раз больше веса ракеты, то потеря составит 0,1. Но когда обе силы равны, то потеря равна 100%. Т. е. вся энергия теряется безрезультатно для снаряда. Действительно, в этом случае ракета уравновешена, не поднимается и не получает никакой скорости. При бесконечной силе (j) взрыва использование, как в среде без тяжести. Но сильное взрывание все убивает и разрушает внутри снаряда. Его можно применить только при снарядах без людей и сложных аппаратов.

Таблица 7

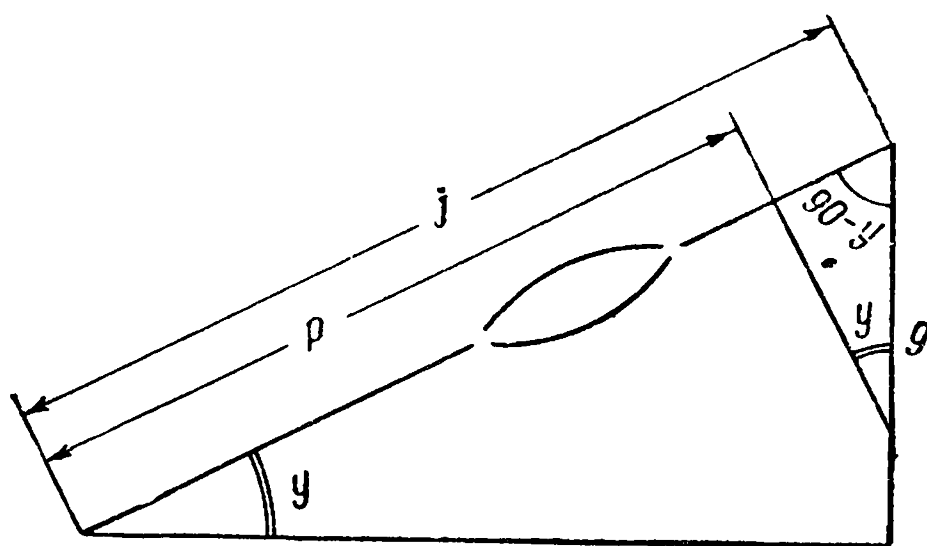
Среда тяжести. Отвесное движение ракеты

$j : g$ . .	1	2	3	4	5	10	∞
Полезность в процентах	0	50	66,7	75	80	90	100
Скорость в процентах	0	70,7	81,7	86,6	89,4	94,9	100

Как видно, отвесное движение сопровождается большой потерей энергии, в особенности, когда сила взрывания (j) невелика. Тут j должно быть больше g, в противном случае даже никакого движения не получится. Последняя строка выражает в процентах наибольшую соответствующую скорость. На самом деле скорость выражается второй строкой, потому что часть энергии пойдет на поднятие во время взрывания (доказано в 1903 г.).

ПОЛЕТ РАКЕТЫ В СРЕДЕ ТЯЖЕСТИ, В ВОЗДУХЕ

Положим, что горизонтально расположенная ракета в среде тяжести двигается еще под влиянием горизонтальной силы. Сначала сила тяжести заставит ее падать под углом от 90° и меньше. Точнее — тангенс (tg) этого угла равен $\frac{g}{j}$. Но через несколько секунд горизонтальная составляющая скорости ракеты будет такой громадной, что отвесное движение снаряда, при его большой поверхности, станет совершенно незаметным



[Черт. 3]

в сравнении с горизонтальной составляющей. Тогда ракета будет двигаться почти горизонтально, как по рельсам. Можно вычислить, что падение ракеты, вследствие сопротивления воздуха, при значительной боковой поверхности снаряда (вертикальная проекция) может быть только очень медленным, даже все более и более медленным по мере увеличения скорости ракеты. Так же будет обстоять дело и при наклонном движении снаряда, если наклон не превышает 30—40°. Тогда снаряд, спустя несколько секунд от начала движения, двигается как по наклонным рельсам.

Примерное падение хорошо устроенной ракеты, при отсутствии горизонтального движения, составит только 2—3 десятка метров в секунду. При огромной же поступательной скорости оно должно дойти до 1 метра и менее в секунду. Что же это в сравнении с космической скоростью?

Из чертежа имеем, приблизительно:

$$V_{\max} = p \cdot t_1; \tag{83}$$

$$p = j - g \cdot \sin y; \tag{84}$$

$$K = j; \tag{85}$$

$$t_1 = \frac{W}{j} \cdot \ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right); \tag{39_5}$$

$$V_{\max} = (j - g \cdot \sin y) \cdot \frac{W}{j} \cdot \ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right). \tag{86}$$

Это при постоянном j.

Формулы еще более пригодны при движении снаряда по наклонной неподдающейся плоскости, т. е. при ускоренном движении по горе (вверх).

Займемся определением использования.

$$E_1 = 0{,}5\, M_1 \cdot V_{\max}^2 + A; \tag{87}$$

$$A = M_1 \cdot gh = M_1 \cdot gl \cdot \sin y. \tag{88}$$

Тут h есть величина поднятия снаряда.

Отсюда:

$$E_1 = \frac{M_1}{2} \cdot V_{\max}^2 \left(1 + \frac{g}{p} \cdot \sin y\right). \tag{89}$$

Далее:

$$E_2 = \frac{M_2 \cdot W^2}{2}. \tag{90}$$

Следовательно:

$$\frac{E_1}{E_2} = \eta = \frac{M_1}{M_2} \cdot \frac{V_{\max}^2}{W^2}\left(1 + \frac{g}{p} \cdot \sin y\right). \tag{91}$$

С помощью (86) и (84) из этого найдем:

$$\eta = \frac{M_1}{M_2} \cdot \left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2 \cdot \left(1 - \frac{g}{j} \cdot \sin y\right). \tag{92}$$

Упрощая формулу (77), при малых углах y, получим приближенно и эту самую (92) формулу (см. еще 49 формулу).

Если ракета горизонтальна $y = 0$, то полезность (из 92) получим согласно форм[уле] (43). Так же (из 92), если $y = 90°$, получим известную формулу (80).

Видим, что полезность в пустоте (77) вообще не та, что в атмосфере или, вернее,— в пустоте при движении снаряда по наклонной плоскости.

Потеря, по сравнению со свободной от тяжести средою, будет:

$$\frac{g}{j}\cdot\sin y. \tag{93}$$

Если, наприм[ер]: $g:j=0{,}3$; $y=20°$; $\sin y=0{,}342$, то потеря составит 11,4%. При угле, вдвое меньшем, потеря — 5,7%. Прилагаем таблицу 8.

Таблица 8

Среда тяжести в атмосфере. Наклонное движение.
Потеря энергии в процентах при разных $j:g$

Сила взрывания	Угол наклона, в градусах								
	1	2	5	10	15	20	25	30	35
10	0,17	0,34	0,85	1,7	2,6	3,4	4,2	5	5,7
5	0,34	0,64	1,7	3,4	5,2	6,8	8,4	10	11,4
2	0,85	1,7	4,25	8,5	13	17	21	25	28,5
1	1,7	3,4	8,5	17	26	34	42	50	57

Отсюда видно, что очень выгодно было бы пускать ракету при самом сильном взрывании, если бы не разрушительное его действие и технические затруднения. Так же выгодно было бы направлять ракету по самым наименьшим углам, если бы не работа сопротивления атмосферы. Вообще, потеря, даже при малой силе взрывания, может быть доведена до 1 процента.

БОЛЕЕ ТОЧНОЕ ВЫЧИСЛЕНИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ АТМОСФЕРЫ

Я все же в последующем упрощаю формулы, данные мною в 11—12 году. Допускаю температуру воздуха постоянной. Благодаря этому атмосфера распространяется без конца. Тогда имеем известную формулу:

$$h=\frac{P_a}{d_1}\cdot\ln\left(\frac{d_1}{d}\right), \tag{95}$$

где $\frac{P_a}{d_1}$ есть высота воображаемой атмосферы h_1 при постоянной плотности d_1; [P_a — давление атмосферы, соответствующее d_1]. Значит:

$$\frac{h}{h_1}=\ln\left(\frac{d_1}{d}\right) \tag{96}$$

и

$$d=d_1\cdot e^{\frac{-h}{h_1}}. \tag{97}$$

Сопротивление воздуха, или давление (R) его на ракету от ее движения, будет:

$$R = \frac{F}{a} \cdot d \cdot \frac{V^2}{2g}. \tag{98}$$

Это давление (Понселе) не в абсолютных единицах, а в обыкновенных мерах, напр[имер] в тоннах. При наклонном движении ракеты длина (l) пути составит:

$$l = \frac{h}{\sin y}. \tag{99}$$

Имеем:

$$p = j - g \cdot \sin y \tag{84}$$

и

$$V = \sqrt{2p \cdot l}. \tag{84$_1$}$$

Отсюда

$$V = \sqrt{2\,(j - g \cdot \sin y) \cdot l}. \tag{100}$$

Элемент работы сопротивления воздуха выразится:

$$dT = R\,dl. \tag{101}$$

Из этого, (97), (98), (99) и (100), найдем:

$$dT = \frac{Fd_1}{ag}\,(j - g \cdot \sin y) \cdot l \cdot e^{\frac{-l \cdot \sin y}{h_1}} \cdot dl. \tag{102}$$

Положим тут:

$$\frac{l \cdot \sin y}{h_1} = \frac{h}{h_1} = x \text{ (см. 99)};$$

$$dx = \frac{\sin y}{h_1} \cdot dl = \frac{dh}{h_1}; \quad dl = \frac{h_1 \cdot dx}{\sin y}.$$

Тогда найдем:

$$dT = \frac{F\,(j - g \cdot \sin y) \cdot d_1}{ag \cdot \sin^2 y} \cdot h_1^2 \cdot e^{-x} \cdot dx. \tag{103}$$

Полагая тут:

$$\frac{F\,(j - g \cdot \sin y)}{ag \cdot \sin^2 y} \cdot d_1 \cdot h_1^2 = A. \tag{104}$$

Интегрируя и определяя постоянное, получим:

$$T = A\left\{1 - \left(1 + \frac{h}{h_1 \cdot \sin^2 y}\right) \cdot e^{\frac{-h}{h_1 \sin^2 y}}\right\} = A\left\{1 - \left(1 + \frac{l}{h_1 \sin y}\right) \cdot e^{\frac{-l}{h_1 \sin y}}\right\} \text{ (см. 99).} \tag{105}$$

Положим:

$$\frac{l}{h_1 \cdot \sin y} = \frac{h}{h_1 \cdot \sin^2 y} = z. \tag{106}$$

Тогда:

$$T = A \cdot \{1 - (1 + z) \cdot e^{-z}\}. \tag{107}$$

Нам надо определить полную работу сопротивления атмосферы. Для этого надо положить:

$$h = \infty \quad \text{или} \quad z = \infty.$$

Имеем:

$$e^{-z} = \frac{1}{e^z} = \frac{1}{1 + \frac{z}{1} + \frac{z^2}{1 \cdot 2} + \frac{z^3}{1 \cdot 2 \cdot 3} \dots}. \tag{108}$$

Следов[ательно]:

$$(1 + z)\, e^{-z} = e^{-z} + z \cdot e^{-z} =$$

$$= e^{-z} + \frac{z}{1 + \frac{z}{1} + \frac{z^2}{1 \cdot 2} + \dots} = \frac{1}{e^z} + \frac{1}{\frac{1}{z} + 1 + \frac{z}{1 \cdot 2} + \frac{z^2}{1 \cdot 2 \cdot 3} + \dots}. \tag{109}$$

Отсюда ясно, что если h или z равно бесконечности, то и выражение (109) обращается в нуль. Значит, тогда работа сопротивления

$$T = A. \tag{110}$$

Полную работу отвесного движения получим из форм[улы] (104), если положим $y = 90°$. Тогда найдем:

$$T = \frac{F\,(j - g)}{ag} \cdot d_1 \cdot h_1^2. \tag{111}$$

Сравнивая эту работу с полной работой наклонного движения, увидим, что последняя больше первой во столько раз:

$$\frac{j - g \cdot \sin y}{(j - g) \cdot \sin^2 y}. \tag{112}$$

Если j велико или y невелик, то, приблизительно, можем считать, что работа наклонного движения обратна квадрату синуса угла наклона. Значит, когда наклона нет и движение горизонтально, то полная работа сопротивления бесконечна. Но это не правильно, так как равноплотные слои атмосферы не могут считаться горизонтальными, как мы это приняли,— вследствие сферичности Земли. Одним словом, для малых углов формулы не применимы. Так, если принять высоту атмосферы заметной плотности в 50 км, то легко вычислить, что горизонтальный путь больше

наклонного только в 15,5 раза. Если же принять высоту в 5 км, то горизонтальный путь больше отвесного будет в 155 раз. Значит, горизонтальная работа не может быть бесконечной. По форм[уле] (104) можем вычислить полную работу отвесного движения. Допустим: $F = 2$; $j = 100$; $g = 10$; $h_1 = 8000$; $d_1 = 0{,}0013$; $a = 100$. Тогда $T = 14{,}976$ тоннометров. Она совсем незначительна даже в сравнении с одной работой движения ракеты, имеющей массу в 10 тонн (без взрывчатых веществ) и освобождающейся от силы земной тяжести (11 км скорости [в сек.]). Эта работа более 60 миллион[ов] тм. Значит, она в 4000 раз с лишком больше работы отвесного сопротивления атмосферы. Начав движение снаряда с высочайших гор, там, где воздух реже в 3—4 раза, увидим, согласно форм[уле] (104), что эта работа еще уменьшается пропорционально разрежению, т. е. тоже в 3—4 раза.

От наклонного движения она увеличивается не очень сильно. По формуле (112) можем это вычислить, положив $j = 30$, $j = 20$ и $g = 10$

Таблица 9

y	10	20	30	40	50	90
T[при] $j = 30$	46,7	11,3	5	2,85	1,92	1
T[при] $j = 20$	60	14,2	6,0	3,3	2,1	1
$1 : \sin^2 y$	33	8,55	4	2,42	1,70	1

Из второй строки видно, что с 20° наклона работа увеличивается в 11 раз. Потом, из сравнения 2 и 3 строк с четвертой видно, что работу можно грубо считать пропорциональной $1 : \sin^2 y$. Чем больше j, тем близость эта значительнее, и наоборот. Третья строка показывает увеличение работы при $j = 20$. При малых углах истинная работа, вследствие сферичности Земли, гораздо меньше.

Мы видели, что работа сопротивления при отвесном движении составляет 1/4000 часть работы движения ракеты, но и при наклонном движении она менее одного процента.

Интересна зависимость работы сопротивления от пройденного пути или достигнутой высоты h. Полная работа выражается форм[улой] (104),

Таблица 10[21]

Относительная остающаяся работа сопротивления в процентах

Угол	1	5	10	20	30	40	50	90
$h =$ 4 км	0	0	0	3,6	25	45	59	74
$h =$ 8 »	0	0	0	0,094	5,4	19	32	53
$h = 16$ »	0	0	0	0	0,14	2,4	7,9	25
$h = 24$ »	0	0	0	0	0	0,305	2	11

остающаяся — форм[улами] (107) и (108). Она зависит от наклона (y) и высоты поднятия. Составленная мною табл[ица] 10 и показывает эту зависимость.

Из последних 4 строк видно: 1) При пролете в 4 км сравнительная остающаяся работа незаметна от 0 до 10° наклона. Даже при 20° она составляет менее 4%. 2) При пролете в 8 км (высоты), даже при наклоне в 30°, она около 5%, а при 40° равна 19%. 3) При поднятии на высоту 16 км она даже при отвесном движении равна 25%, а при поднятии на 24 км — не больше 11%. При наклонах же почти незаметна.

САМЫЙ ВЫГОДНЫЙ УГОЛ ПОЛЕТА

По формуле (77) или (93) можем вычислить потерю работы от наклона в среде тяжести. По формуле (104) определяем соответствующую потерю от сопротивления атмосферы. Составив таблицу и выставив сумму потерь, увидим, какой наклон сопровождается наименьшей потерей. Он и будет самым выгодным.

Но и без таблиц можно, приблизительно, определить наивыгоднейший угол наклона. Потеря от наклонного движения снаряда выражается (см. 93):

$$\frac{g}{j}\cdot\sin y, \quad \text{в абсолютных единицах.} \qquad (113)$$

Потеря от сопротивления атмосферы, в абсолютных единицах, будет [см. 104]:

$$Ag=\frac{F}{a}\cdot\frac{(j-g\cdot\sin y)}{\sin^2 y}\cdot d_1\cdot h_1^2. \qquad (114)$$

Работа ракеты равна:

$$E_1=0{,}5\cdot M_1\cdot V_{\max}^2=0{,}5\cdot M_1\cdot W^2\left\{\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2 \text{(см. 38).} \qquad (115)$$

Поэтому обе потери, в абсолютных единицах, будут:

$$E_1\cdot\frac{g}{j}\sin y+Ag=E_1\frac{g}{j}\sin y+\frac{F}{a}\cdot d_1\cdot h_1^2\cdot\left(\frac{j-g\cdot\sin y}{\sin^2 y}\right)=Z. \qquad (116)$$

Взяв производную этого выражения и приравняв ее нулю, получим уравнение, неудобное для решения относительно $\sin y$.

Но еще в 11—12 году мы доказывали, что выгоднейший угол невелик. Поэтому можем у 2-го члена пренебречь выражением $g\cdot\sin y$.

Тогда уравнение (116) превратится:

$$Z=E_1\cdot\frac{g}{j}\cdot X+\frac{F}{a}\cdot d_1\cdot h_1^2\cdot\frac{j}{X^2}. \qquad (117)$$

Здесь $\sin y = X$. Дифференцируя это уравнение, приравнивая первую производную к нулю и определяя X, получим:

$$X = \sin y = \sqrt[3]{\frac{2Fd_1h_1^2j^2}{aE_1g}}. \qquad (118)$$

С помощью (115):

$$\sin y = \sqrt[3]{\frac{4Fd_1h_1^2j^2}{aM_1\cdot W^2\left\{\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2\cdot g}}. \qquad (119)$$

Отсюда видно, что выгодный угол y: 1) увеличивается с энергией взрывания j и обширностью F ракеты и что он: 2) уменьшается с увеличением полезности формы a [и] массы отброса относительно массы снаряда $\left(\frac{M_2}{M_1}\right)$. На планете с большой тяжестью (g_1) он тоже уменьшается, и обратно. Положим в (119): $F=2$; $d=0{,}0013$; $h_1=8000$; $\frac{j}{g}=10$; $a=100$; $M_1=10$; $W=5000$. Тогда вычислим $\sin y = 0{,}167$ и $y=9°35'$. При $j=20$, $\sin y=0{,}57$ и $y=3°20'$.

Но при таких малых углах сопротивление атмосферы ввиду ее сферичности будет гораздо меньше. Значит, и выгодный угол будет еще меньше.

Из формулы (117) найдем относительную потерю от обоих причин:

$$\frac{Z}{E_1} = \frac{g}{j}\cdot X + \frac{Fd_1j}{aE_1X^2}\cdot h_1^2 = \frac{g}{j}X + \frac{2Fd_1jh_1^2}{aM_1W^2\cdot\left\{\ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2\cdot X^2}. \qquad (120)$$

Ускорение ракеты без тяжести (j) . . .	1	2	3	4	5	6	7	8
$\sin y = X$	0,0097	0,0154	0,0204	0,0246	0,0292	0,0326	0,0356	0,0392
Угол в градусах (y)	0,56	0,88	1,17	1,41	1,68	1,86	2,07	2,26
$Z:E_1$ =Потеря в % . . .	14,6	11,6	10,2	9,23	8,57	8,07	7,66	7,33

Покажем более простую формулу для определения процентной потери.

Разделив второй член на третий (в 120), узнаем, во сколько раз потеря от влияния тяжести более, чем потеря от сопротивления воздуха. Затем, исключив из этого отношения X с помощью (119), получим число 2. Из этого видно, что при наивыгоднейшем наклоне потеря от тяготения вдвое больше потери от сопротивления воздуха. Следовательно:

$$\frac{Z}{E_1} = \frac{g}{j} \cdot X + \frac{g}{2j} \cdot X = \frac{3}{2} \cdot \frac{g}{j} \cdot X. \qquad (121)$$

Так, при углах в 9 и 3°, найдем полную потерю в 0,025 и в 0,0428, т. е. в 2,5% и 4,3%.

Из (121) и (119) выведем полную относительную потерю:

$$\frac{Z}{E_1} = \sqrt[3]{\frac{27 F d_1 h_1^2 g^2}{2 a M_1 W^2 \left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2 \cdot j}}. \qquad (122)$$

Площадь подобно изменяющегося тела возрастает пропорционально квадрату его размеров, а объем и масса — кубу их. Следовательно, потеря уменьшается с увеличением размеров ракеты, а также с улучшением формы a снаряда и увеличением j или силы взрывания, только очень медленно. Если, например, j увеличится в 8 раз, то потеря уменьшится только вдвое. Весьма выгодно лететь при малом j, от чего, как видно, проиграем немного. При $j = 10$, $X = \sin y = 0{,}036$, $y = 2°10'$ и $Z : E_1 = 0{,}054$. Следовательно, угол очень мал, а потеря $= 5\%$. На деле она гораздо меньше от шарообразности Земли.

Положим в формулах $a = 50$, j разное, а прочее, как раньше: $F = 2$, $d_1 = 0{,}0013$, $h_1 = 8000$, $M_1 = 10$, $W = 5000$.

Тогда составим следующую приблизительную таблицу 11.

Таблица 11

9	10	15	20	25	30	40	50	60	80	100	200
0,0422	0,0453	0,059	0,072	0,083	0,094	0,114	0,133	0,150	0,182	0,211	0,333
2,43	2,60	3°25′	4°10′	4°45′	5°25′	6°33′	7°40′	8°40′	10°30′	12°10′	19°30′
7,05	6,80	5,94	5,40	4,97	4,71	4,28	3,98	3,75	3,40	3,16	2,50

При малом наклоне, оказывается, необходимо и малое ускорение, что очень выгодно с технической стороны. Жаль, что потеря получается при этом наибольшая (до 14,6%).

Мы даем тут ускорение для снаряда от 1 до 200 м в секунду², что соответствует от 0,1 до 20 по отношению к силе земной тяжести (10 м [в сек.²]). Если, например, ракета весит 10 тонн, то давление взрывчатых веществ на нее в конце пути от одной до 200 тонн. Угол наклона изменяется от полградуса до 20°. Потеря энергии от тяжести сопротивления атмосферы от 15% до $2^1/_2$. Кажется странным, что потеря меньше при больших наклонах; но это объясняется огромностью ускорения j. Потеря же при малых углах на самом деле еще меньше, ввиду изгиба атмосферы на шаровой поверхности Земли.

Если масса ракеты (M_1) будет в 8 раз меньше, то по (119) и (122) видно, что синусы углов и потери в таблице увеличатся вдвое. Так, при $j = 30$ угол будет около 11°, а потеря — около $9^1/_2$ процентов.

По таблице и формуле 114 легко показать, что приближенные формулы не дают большей ошибки даже при $j = 1$. При большем j она гораздо меньше.

ТЯЖЕСТЬ, СОПРОТИВЛЕНИЕ АТМОСФЕРЫ И ИЗГИБ ЗЕМЛИ

Из (101), (98), (97) и (100) получим в обыкновенных единицах:

$$dT = \frac{Fd_1}{ag}(j - g\cdot\sin y)\cdot e^{\frac{-h}{h_1}}\, l\, dl. \qquad (122_1)$$

Для плоской Земли имели еще в помощь формулу (99) $l = h : \sin y$. Но для истинной формы Земли она применима только при очень острых углах y. Для всяких углов легко найдем более точную формулу:

$$h = l\cdot\sin y + \frac{l^2}{2R} = l\left(\sin y + \frac{l}{2R}\right), \qquad (123)$$

где R есть радиус Земли.

Отсюда можем вычислить:

$$l = -R\cdot\sin y\left(1 - \sqrt{1 + \frac{2h}{R\cdot\sin^2 y}}\right). \qquad (124)$$

Положим:

$$\frac{2h}{R\cdot\sin^2 y} = x; \qquad \sqrt{1+x} = 1 + \frac{x}{2} - \frac{x^2}{8} + \frac{x^3}{16}\ldots \qquad (125)$$

Ограничиваясь тремя членами, получим:

$$l = -R\cdot\sin y\left(-\frac{x}{2} + \frac{x^2}{8}\right) = \frac{h}{\sin y} - \frac{h^2}{2R\sin^3 y} = \frac{h}{\sin y}\left(1 - \frac{h}{2R\cdot\sin^2 y}\right). \qquad (126)$$

Решим задачу о работе сопротивления атмосферы в частном случае, когда полет горизонтален и $y = 0$.

Тогда

$$h = \frac{l^2}{2R} \quad \text{и} \quad l = \sqrt{2Rh}. \tag{127}$$

Далее из (102):

$$dT = \frac{Fd_1}{ag} \cdot j \cdot e^{\frac{-h}{h_1}} \cdot l\,dl = \frac{Fd_1}{ag} \cdot j \cdot e^{\frac{-l^2}{2Rh_1}} \cdot l \cdot dl \ \text{(см. 127)}. \tag{128}$$

Положим:

$$\frac{l^2}{2R \cdot h_1} = u.$$

Тогда

$$l\,dl = Rh_1\,du \tag{129}$$

и вместо (128):

$$dT = \frac{Fd_1}{ag} \cdot j \cdot R \cdot h_1 \cdot e^{-u} \cdot du = A \cdot e^{-u} \cdot du. \tag{130}$$

Интегрируя и определяя постоянное, найдем:

$$T = A\,(1 - e^{-u}) = A\left(1 - e^{\frac{-h}{h_1}}\right) = A\left(1 - e^{\frac{-l^2}{2Rh_1}}\right). \tag{131}$$

Тут

$$A = \frac{Fd_1}{ag} \cdot jRh_1. \tag{132}$$

Это выражение определяет и полную работу сопротивления атмосферы.

Для вертикального движения имели:

$$T = \frac{F\,(j - g)}{ag} \cdot d_1 h_1^2. \tag{111}$$

При отвесном движении снаряда работа сопротивления атмосферы будет меньше во столько раз (132 и 111):

$$\left(\frac{j}{j - g}\right) \cdot \frac{R}{h_1}. \tag{133}$$

Положим тут: $j = 100$; $g = 10$; $h_1 = 8000$. Тогда, по (133), получим число 883, т. е. работа при горизонтальном движении чуть не в тысячу раз больше, чем та же работа сопротивления атмосферы при отвесном полете снаряда. Такая огромность работы объясняется тем, что снаряд

с возрастающей скоростью должен пролетать очень плотные слои атмосферы. Итак, путь, близкий к горизонтальному, очень невыгоден: работа сопротивления поглотит огромную часть живой силы ракеты, и последняя не приобретет достаточной скорости. Мы видели, что работа отвесного сопротивления воздуха составляет, примерно, четырехтысячную часть кинетической энергии снаряда (при $M_1 = 10$ тонн). Значит, горизонтальное сопротивление поглотит около пятой доли (22,2%). По таблице 11, при наклоне в полградуса (0,56), потеря несколько меньше, именно около 15% (14,6). Здесь только $^1/_3$ приходится на сопротивление воздуха, т. е. 5%. Так мало потому, что ускорение по таблице в 100 раз меньше, чем мы приняли. Тут и потеря от влияния тяжести.

Из (132) видно, что T много зависит от j и что горизонтальные полеты выгодны при малом j. Так можем вычислить для разных j работу сопротивления атмосферы при горизонтальном движении снаряда. Положим по-прежнему: $F = 2$, $a = 50$; тогда (см. 132):

$$T = 264\,800 \cdot j. \qquad (134)$$

Работа ракеты будет (из 41 и 38):

$$E_1 = 0{,}5 \cdot M_1 \cdot W^2 \left\{\ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2. \qquad (135)$$

Работа ракеты для одоления земной тяжести при $M_1 = 10$ составит около $64 \cdot 10^6$. Это более сопротивления атмосферы в $(240 : j)$ раз.

Составим таблицу 12.

Таблица 12

Сила взрыва (j)	1	2	5	10	20	30	50	100
Потеря в % . . .	0,42	0,83	2,1	4,2	8,3	12,5	20,8	41,7

Даже при ускорении 5, т. е. в половину земной тяжести (10), потеря около 2%.

СПУСК НА ЗЕМЛЮ, ПОСЕЩЕНИЕ ПЛАНЕТ И ВОЗВРАЩЕНИЕ ДОМОЙ

Положим, что ракета поднялась на такую-то высоту, потеряв всю скорость при отвесном полете. Под влиянием тяготения она будет падать обратно, приобретет значительную скорость и расшибется о Землю, несмотря на тормозящее действие атмосферы. Даже одно тормозящее действие последней может разрушить снаряд или убить находящийся в нем организм. Но если мы вообразим, что у ракеты после поднятия остался запас взрывчатого вещества и она употребила его с тем, чтобы замедлять скорость своего падения совершенно в том же порядке, как она эту скорость увеличивала, поднимаясь с Земли, то спуск совершится благополуч-

но, и у самой поверхности планеты снаряд остановится, т. е. спокойно спустится на Землю.

Если для поднятия количество взрывчатых веществ должно превышать в q_1 раз вес ракеты со всем содержимым, то и для благополучного спуска нужен запас, равный массе ракеты, умноженной на q_1. Для одного поднятия массы ракеты со взрывчатым веществом будет:

$$M_1 + M_1 \cdot q_1 = M_1 (1 + q_1). \quad (136)$$

Для спокойного спуска требуется еще запас взрывчатых веществ, в q_1 раз больший этой массы (136), т. е.:

$$M_1 (1 + q_1) \cdot q_1. \quad (136_1)$$

Вместе с ракетой и первым запасом (136) это составит

$$M_1 (1 + q_1) q_1 + M_1 (1 + q_1) = M_1 (1 + q_1)^2. \quad (136_2)$$

Масса одного запаса будет:

$$M_1 (1 + q_1)^2 - M_1 = M_1 \{(1 + q_1)^2 - 1\}. \quad (137)$$

Если, например, $M_1 = 1$, $q_1 = 9$, то запас будет 99, т. е. вес его в 99 раз больше веса ракеты с содержимым (кроме взрывчатых веществ). Такой обильный запас едва ли осуществим. Еще труднее дело, когда мы пожелаем подняться с Земли, спуститься на какую-либо чуждую планету (находящуюся, положим, на орбите Земли), подняться с нее и возвратиться домой.

Другое дело, если поднятие снаряда невелико и потому q_1 есть малая дробь. Тогда запас приблизительно будет: $2M_1q_1$ (см. 137). Значит, тогда запас только удваивается.

Но поднятие на незначительную высоту не имеет космического значения.

Поднятие с Земли и спуск на чуждую планету, на орбите Земли (такой нет: это допущение), требует запаса:

$$M_1 \{(1 + q_1) \cdot (1 + q_2) - 1\}. \quad (138)$$

Здесь q_2 означает относительное количество взрывчатых веществ, потребное для поднятия или спуска на чуждую планету.

Если на этой планете мы не можем сделать запаса взрывчатых веществ, а, между тем, хотим улететь с планеты и возвратиться на Землю, то с последней заранее мы должны взять запас:

$$M_1 \{(1 + q_1)^2 \cdot (1 + q_2)^2 - 1\}. \quad (139)$$

Допуская, что чуждая планета по массе и объему, как Земля, найдем запас равным:

$$M_1\{(1+q_1)^4-1\}. \tag{140}$$

Положим тут $q_1=9$ и $M_1=1$. Тогда запас 9999, т. е. совершенно неосуществим. Приблизительно, здесь можно подразумевать Венеру. Еще менее осуществимо путешествие на Юпитер и другие массивные планеты, ибо для них q_2 громадно. Напротив, путешествие на астероиды, особенно на маленькие, достижимее, так как q_2 можно считать нулевым. Тогда путь на любой из них (опять предполагая их на орбите Земли) и возвращение на Землю требует запаса по формуле (137).

Посещая разные планеты, не имея возможности на них делать запасы и возвращаясь на Землю, мы, вообще, должны делать такой запас:

$$M_1\{(1+q_1)^2\cdot(1+q_2)^2\cdot(1+q_3)^2\cdot(1+q_n)^2-1\}; \tag{141}$$

n есть число планет, считая и Землю. При равенстве их с Землей получим запас:

$$\{(1+q_1)^{2n}-1\}\cdot M_1. \tag{142}$$

Очевидно, такое последовательное посещение планет еще невозможнее. Правда, мы можем поступить целесообразнее. Спуститься, например, на Марс (работу изменения расстояния от Солнца пока не считаем), возвратиться на Землю и сделать на ней новый запас, чтобы посетить, например, Меркурий. Но как бы ни была мала посещаемая планета, относительный запас взрывчатых веществ не может быть менее 99. И это почти неодолимо. Как же быть?

Еще в июле 1924 г. в моей статье, отправленной в «Технику и жизнь», и неизданной там, но возвращенной и штемпелеванной, я указал на выход. В 1926 г. то же подтвердил в своей книге инженер Гоманн [22]. Привожу тут выдержку из упомянутой моей рукописи.

«... Путники, достигнув значительного удаления от Земли, думали, что они носятся в абсолютной пустоте. Однако, в этом они ошиблись: следы атмосферы и тут еще оказались. Поэтому их экипаж, испытывая небольшое сопротивление среды, описывал спираль с очень малым шагом, которая приближала его непрерывно, хотя и очень медленно, к Земле. Они сделали такое множество оборотов вокруг нее, что даже потеряли им счет. Все же возвращение на Землю было неизбежно... Сначала скорость движения ракеты росла и центробежная сила почти уравновешивала тяготение Земли, несмотря на увеличение этого тяготения.

Потом скорость снаряда стала уменьшаться, вследствие уплотнения атмосферы и усилившегося от этого сопротивления воздуха. Тогда путники стали планировать, подняв нос ракеты кверху с помощью руля,

который работал, как аэропланный. Они могли теперь не только умерить падение, но даже превратить его в поднятие, пока еще не была потеряна скорость. Но это было излишним и могло кончиться утратой скорости на высоте и гибелью ракеты, превратившейся в бескрылый аэроплан. Они снижались, но не так быстро, чтобы с силою удариться в планету, и не так медленно, чтобы остаться на высоте без скорости. Путники только молили судьбу, чтобы падение пришлось не на сушу, а в море. В самом деле, спуск был гораздо опаснее, чем на аэроплане, так как у снаряда не было крыльев и требовалась большая скорость, чтобы уравновесить тяжесть сопротивлением воздуха (при чуть наклонном движении) и спуститься не круто, а почти горизонтально. Вода тут была всего надежнее. Судьба услышала их мольбу, и они полого, задевая все более и более морские волны и теряя от этого скорость, влетели в океан. Движение все же не совсем иссякло, и они проплыли порядочное расстояние, прежде чем остановиться...».

Подтвердим, что все это математически верно и вполне осуществимо.

Следовательно, с небольшим запасом взрывчатого материала мы можем сделаться спутниками Земли, поселиться в эфире, вне атмосферы, устраивать понемногу там космическое хозяйство, спускаться без затраты материала на Землю, опять подниматься с планеты с новыми запасами орудий, частей жилища и всего необходимого для солидного положения в эфире в качестве маленькой и близкой луны.

ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ СНАРЯДА В РАВНОПЛОТНОЙ АТМОСФЕРЕ ПРИ НАКЛОНЕ ЕГО ДЛИННОЙ ОСИ

Мы полагали (83 и ранее), что ракета должна двигаться в воздухе, как по рельсам, т. е. что сопротивление атмосферы помешает ей значительно уклоняться от пути, обусловленного взрывающими силами и силами тяжести. Сейчас мы это подтвердим.

Положим, что ракета двигается горизонтально с секундною скоростью v, причем длинная ось ее отклонена на некоторый угол y к горизонту. Тогда отвесное давление на нее (R_y) будет, согласно известным законам сопротивления жидкой среды:

$$R_y = \frac{d}{g} \cdot F_h \cdot K_1 \cdot \sin y \cdot v^2. \tag{143}$$

Здесь F_h есть горизонтальная проекция ракеты, а K_1 — поправочный коэффициент к ней, сравнивающий ее с непродолговатой плоскостью.

Если ракета движется горизонтально, то, значит она не падает, и давление на нее снизу (R_y) равно весу (M_p) ракеты. Тогда из (143)

найдем:

$$\sin y = \frac{M_p g}{dF_h K_1 v^2}. \qquad (144)$$

Положим, напр[имер]:

$$M_p = 1; \qquad g = 10; \qquad d = 0{,}0013;$$

$$v = 100; \qquad F_h = 20; \qquad K_1 = 1.$$

Теперь вычислим: $\sin y = 0{,}0385$ и $y = 2{,}2°$. При M_p, в 10 раз большей, и y будет почти в 10 раз больше (22,7°). При v, в 10 раз большей, наклон уменьшается в 100 раз, т. е. делается незаметно малым.

Попытаемся определить работу сопротивления атмосферы при ускоренном и горизонтальном движении ракеты. Сферичность Земли уменьшает эту работу. Горизонт[альное] давление (R_x) от сопротивления воздуха будет:

$$R_x = R_y \cdot \sin y = M_p \cdot \sin y = \frac{M_p^2 g}{dF_h K_1 \cdot v^2}. \qquad (145)$$

Следовательно, элемент работы составит:

$$dT = R_x dl, \qquad (146)$$

где l есть длина пройденного пути.

Можно считать d постоянной и только v переменной.

$$v = \sqrt{2jl}. \qquad (147)$$

j есть секундное ускорение ракеты. Теперь из (147), (146) и (145) получим:

$$dT = \frac{M_p^2 g dl}{2d \cdot F_h \cdot K_1 \cdot jl}. \qquad (148)$$

Интегрируя и определяя постоянное, найдем.

$$T = A \cdot \ln\left(\frac{l}{l_1}\right). \qquad (149)$$

Тут:

$$A = \frac{M_p^2 g}{2d \cdot F_h K_1 j}. \qquad (150)$$

Если считать работу с начала пути, с нулевой скорости, то такая работа теоретически беспредельна. Она становится небольшой, когда ракета

прошла по рельсам часть пути l_1, приобретя уже некоторую скорость. В равноплотной среде работа, хотя и медленно, но возрастает беспредельно. Положим, в (150): $M_p = 1$; $g = 10$; $F_h = 20$; $K_1 = 1$; $j = 10$. Тогда $A = 19{,}2$ и

$$T = 19{,}2 \cdot \ln\left(\frac{l}{l_1}\right). \tag{151}$$

Пусть после 10 км пути снаряд пролетит всего 1000 км. Тогда $T = 19{,}2 \cdot \ln 100 = 88{,}3$.

Если же снаряд пройдет предварительно 1 километр, то $T = 132{,}5$.

Значит, на удержание от падения работа идет, сравнительно, совершенно ничтожная.

Можно выразить эту работу в зависимости от приобретенной снарядом v. Имеем из (147) и (149):

$$l = \frac{v}{2j} \quad \text{и} \quad T = A \cdot \ln\left(\frac{v^2}{v_1^2}\right). \tag{152}$$

Так, если ракета начала со скорости 100 м в секунду, а кончила скоростью в 10000 м [в сек.], то

$$T = 19{,}2 \cdot \ln(100^2) = 176{,}6.$$

Это уже космическая скорость, почти освобождающаяся от тяготения Земли, а работа все-таки незначительна. Если полет начался с 10 м скорости [в сек.], то

$$T = 19{,}2 \cdot \ln(1000^2) = 265.$$

Разница в работе от этого оказывается невелика. Соответственный путь l вычислим по (147). Именно:

$$l = \frac{v^2}{2j} = 5 \cdot 10^6 \text{ м},$$

или 5 тысяч километров. (Надо помнить, что в этих вычислениях мы не принимаем в расчет трение и сопротивление от инерции — одним словом — лобовое сопротивление.) Но при таком длинном пути, хотя вначале и горизонтальном, ракета страшно удаляется от земной поверхности и попадает сначала в разреженный воздух, а потом в пустоту. В мало разреженном воздухе работа будет громадна вследствие сильного наклона снаряда, а в более разреженном даже равновесие невозможно, тем более невозможно оно в пустоте. Работа равновесия становится нелепой величиной.

Можно придерживаться постоянного слоя воздуха до скорости в 8 км [в сек.], после чего центробежная сила совсем уничтожает тяжесть. Наклон уничтожается и работа поддержания тяжести исчезает. Вообще, работа при круговом движении, от влияния центробежной силы, меньше вычисленной. Но тут является другое затруднение. При движении в плотной среде работа лобового сопротивления атмосферы, хотя и при острой форме снаряда, становится невыгодно велика. Кроме того, после приобретения секундной скорости в 8 км еще ведь нужно выбраться по касательной или восходящей кривой из атмосферы, что опять отнимет много работы. Наши расчеты сейчас показали только, что работа поддержания веса очень мала, но мы не доказываем, что путь в равноплотном воздухе самый выгодный.

[ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ СНАРЯДА В РАВНОПЛОТНОЙ АТМОСФЕРЕ, ЕСЛИ НАКЛОНА ДЛИННОЙ ОСИ СНАРЯДА НЕТ]

Если наклона длинной оси снаряда нет, то снаряд будет подаваться по направлению тяжести. Падение, или, вернее, секундная скорость падения будет:

$$v_y = v \cdot \sin y = \frac{M_p g}{dF_h K_1 v}. \qquad (165)$$

Опять предполагается полет ракеты горизонтальным. Под y тут нужно подразумевать малый угол уклонения снаряда от его горизонтального движения вследствие тяжести и сопротивления воздуха. Положим, например, $M_p = 1$; $g = 10$; $d = 0{,}00037$ (на высоте 10 км); $F_h = 20$; $K_1 = 1$; $v = 2260$; $h = 10\,000$. Тогда $v_y = 0{,}6$, т. е. 60 см в секунду.

Если снаряд движется по касательной к Земле, то, с одной стороны, он удаляется от Земли с известной скоростью, с другой — падает или приближается к поверхности Земли, в зависимости от своей поступательной скорости и плотности среды. Падение выражается формулой (165). Исключив из нее d и v (см. 97 и 147), получим:

$$v_y = \frac{M_p g e^{\frac{h}{h_1}}}{d_1 F_h K_1 \sqrt{2j} \cdot \sqrt[4]{Dh}}. \qquad (166)$$

Скорость же поднятия при движении по касательной вычислим так:

$$l = \frac{j}{2} \cdot t^2, \qquad (167)$$

t тут означает время. Имеем еще $h = \frac{l^2}{D}$.

Следовательно, $h = \frac{j^2 \cdot t^4}{4D}$.

Отсюда, дифференцируя, найдем:

$$\frac{dh}{dt} = \frac{j^2}{D} \cdot t^3 = \sqrt[4]{\frac{64}{D}} \cdot \sqrt{j} \cdot h^{3/4}. \qquad (168)$$

Теперь мы имеем возможность дать следующую табл. 13.

Таблица 13

Время полета ракеты в секундах . .	10	20	50	100	200	400	1000
Секундная скорость в метрах; $j = 10$ . .	100	200	500	1000	2000	4000	10 000
l — длина пути в ки-ло[метрах]. Рейс .	0,5	2	12,5	50	200	800	5000
Выс[ота] $h = \frac{l^2}{D}$ приблизительно. Метры	0,02	0,32	12,3	197	3150	50 400	1 970 000
$\frac{dh}{dt}$ —скорость поднятия [метры] в секунду	0,008	0,064	0,554	4,43	35,5	283	4430
Плотность воздуха (d)	—	—	—	0,0013	0,000878	Близко к нулю	
Скорость падения от тяжести и сопротивления воздуха. Метры [в сек.] . .	3,85	1,92	0,77	0,385	0,280	53	$4 \cdot 10^{109}$
$\frac{d_1}{d}$	1	1	1	1	1,48	550	10^{109}

Полет, приблизительно, совершается по касательной к Земле. От этого происходит удаление от шаровой поверхности (4 стр[ока]). Сначала это удаление почти незаметно. Так, по истечении 10 секунд, когда уже пройдено полкилометра, оно составляет только 2 см. Скорость (5 стр[ока]) удаления по истечении 10 секунд составляет 8 мм [в сек.). Но уже через 50 секунд, когда пройдено более 12 км и снаряд поднялся на 12 м, скорость более полметра (55 см) [в секунду]. Она уже в этом случае немного не достигает скорости падения (7 стр[ока]). Примерно, вскоре после 50 секунд, последняя скорость становится незаметной в сравнении

с удалением от шаровой поверхности. Так, по истечении 200 секунд, когда снаряд поднялся уже на высоту 3 км и приобрел секундную скорость в 2 км, пролетев по касательной 200 км, скорость поднятия превышает скорость падения (она ограничена от сопротивления воздуха) в 127 раз. Но далее она повышается, сравнивается со скоростью поднятия и, наконец, безмерно ее превышает, потому что атмосфера разрежается и в пустоте нужна бесконечная скорость, чтобы получить давление или сопротивление среды, равное весу ракеты. Там уже тело будет падать только от действия силы тяжести. Короче, тогда мы можем совершенно игнорировать сопротивление воздуха, которого в пустоте нет.

Что же выходит? Примерно, с минуту ракета уклоняется вниз от горизонтали; после этого полет становится параллельным Земле; затем начинается удаление от земной поверхности, и полет все более и более приближается к касательной прямой; тяжесть как бы не влияет на снаряд, он движется будто по рельсам. Но по истечении, примерно, 4 минут (265 с[екунд]), воздух настолько разрежается, что рельсы как бы устраняются и снаряд летит уже под влиянием силы земной тяжести, которая входит в свои права; но тогда уже корабль поднялся на высоту 10 км, пролетел 351 км и приобрел секундную скорость более 2 км.

Значит, некоторая, более плотная, часть атмосферы облегчает путь снаряда, так как на этом протяжении дает ему рельсы, что уменьшает работу, если не считать лобового сопротивления аппарата. Мы допустили ускорение (j) ракеты, равным земному (10 м [в сек.^{2}]). Увеличение давления (j) на снаряд сделает уклонение от касательной еще менее значительным, т. е. укрепит «рельсы». Можно точно определить кривую полета, но и так уже дано много формул. Неудобство такого касательного к Земле полета в том, что полет надо начинать с высоты: с башен или крутых гор, так как первые секунды состоят в понижении ракеты. При $j = 10$, как видно из таблицы, средняя скорость падения от тяжести и сопротивления воздуха не может превышать четырех метров, если начало полета считать от скорости в 100 м [в сек.]. Таким образом, в 40—50 секунд полета снаряд опустится гораздо меньше, чем на 200 м. Вернее — метров на 100. После этого полет уже будет параллелен поверхности Земли, а еще далее начнется удаление от нее. Итак, при умеренном действии ($j = 10$) взрывчатых веществ полет должен начаться с башни высотою в 100 м или с такой же горы, но при крутом обрыве в 45°. При большем j и требуемая высота будет меньше и уклон положе. Это обратно пропорционально. Если сначала двигаться по горизонт[альной] плоскости и так приобрести скорость, несколько большую 500 м в секунду, то совсем не потребуется возвышения, так как падение не будет превышать удаление, происходящее от шаровидности Земли.

ПОДЪЕМ В АТМОСФЕРЕ ПО ВОСХОДЯЩЕЙ ЛИНИИ

Касательный полет выгоден тем, что позволяет употреблять очень малую степень взрывающей (j) силы. В техническом отношении, особенно при первых опытах, это очень важное преимущество. Но в отношении экономии энергии, идущей на сопротивление воздуха, лучше полет, наклонный к горизонту. Хотя, чем больше наклон, тем поневоле приходится употребить бо́льшую взрывающую силу (j), так как этот полет подобен поднятию на гору.

Мы уже разобрали его ранее (83) в отношении сопротивления воздуха. Теперь мы можем прибавить, что были правы, предполагая ничтожное уклонение от падения, благодаря сопротивлению атмосферы.

Мы видели, что крутой подъем невыгоден, особенно отвесный. Тут мы предполагаем малонаклонный полет в атмосфере. Он имеет много выгод. Во-первых, потеря энергии от тяжести меньше. Полет же в воздухе приравнивается к восхождению на гору, от чего потеря энергии еще уменьшается. На большой же высоте, где воздух не может служить опорой, действие взрывчатых веществ может быть нормально радиусу, благодаря чему, как мы доказали, потери энергии совсем нет. Во-вторых, можно употребить малую силу взрывания (j). В-третьих, можно воспользоваться горами, чтобы сообщить достаточную подготовительную скорость снаряду, как мы видели, очень полезную, ибо тогда можно избежать падения, в особенности, если наклон пути достаточно велик. В-четвертых, некоторая степень наклона пути сильно уменьшает расход энергии на одоление лобового сопротивления атмосферы. (Сравнительно с касательным или горизонтальным полетом.) Наконец, при малой силе взрывания, ракету и все ее части не надо делать особенно массивными. Также и для сохранения человека не нужно предохранительных средств.

При наклонном восходящем движении ракеты удаление (h) от шаровой поверхности Земли зависит от двух причин: от угла наклона и от сферичности планеты: первое равно

$$h_1 = l \cdot \sin y, \tag{169}$$

а второе

$$h_2 = \frac{l^2}{D}. \tag{170}$$

Отсюда:

$$h_1 + h_2 = l \cdot \sin y + \frac{l^2}{D} = l\left(\sin y + \frac{l}{D}\right). \tag{171}$$

Падение выразится известными нам формулами (165) или (166). Но под углом y в них надо подразумевать другой угол, выражающий уклонение, исключительно зависящее от сопротивления атмосферы и поступательной скорости полета. Он, вообще, чрезвычайно мал.

При восходящем движении, хотя и по малому уклону y, сила взрывания j не может быть как угодно мала. Ее минимальная величина определяется уравнением:

$$j = g \cdot \sin y. \qquad (172)$$

И при этом ракета будет стоять на горе (воздух). Ускорения еще не будет, а будет сильное падение. Нужно и выгодно, чтобы j значительно превышало эту величину. Даем тут наименьшее j, в зависимости от угла наклона y и силы тяжести g (табл. 14).

Таблица 14

y, в град[усах] .	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
j, в метр[ах в сек.^{2}]	0,175	0,349	0,523	0,698	0,872	1,05	1,22	1,39	1,56	1,74
j, увеличенное в 10 раз	1,75	3,49	5,23	6,98	8,72	10,5	12,2	13,9	15,6	17,4

Отсюда видно, что, и увеличенное в 10 раз, оно, даже при десяти градусах наклона, только в 1,7 раза больше силы земной тяжести (10 м [в сек.^{2}]). Но и при этом наклоне и меньшем, очевидно, можно ограничиться несравненно более слабой взрывающей силой j, примерно до 0,1 силы тяжести. Это же имеет громадные технические выгоды, так как позволит начать полеты даже при современном состоянии техники.

Даем тут в таблице секундную энергию двигателя на 1 тонну ракеты, при разных j и различных скоростях (табл. 15). Энергия выражена в тысячах метрических сил (100 кгм [в сек.]). (Приблизительно.) Скорости ракеты (v)—в килом[етрах в секунду] в разные моменты движения.

Таблица 15

v [в км/сек] . . .		0,1	0,2	0,3	0,5	1	2	5	8	11
Ускорение (j) ракеты, в м [сек.^{2}], или взрывающая сила	1	0,1	0,2	0,3	0,5	1	2	5	8	11
	2	0,2	0,4	0,6	1	2	4	10	16	22
	3	0,3	0,6	0,9	1,5	3	6	15	24	33
	5	0,5	1	1,5	2,5	5	10	25	40	55
	10	1	2	3	5	10	20	50	80	110
	20	2	4	6	10	20	40	100	160	220
	30	3	6	9	15	30	60	150	240	330
	50	5	10	15	25	50	100	250	400	550
	100	10	20	30	50	100	200	500	800	1100

Выходит, что энергия однотонной ракеты, при наименьшем ускорении (и, конечно, малом угле наклона), изменяется от 100 сил до 11 тысяч метрических сил. Если ракета дает 100 кг на мотор, то вначале энергия будет близка к аэропланным двигателям и только при достижении крайней космической скорости увеличивается в 110 раз.

С первого взгляда устрашает это, но не забудем, что имеем дело с реактивными (или ракетными) двигателями. Суть состоит в том, чтобы взрывать в трубе ежесекундно определенное и неизменное количество взрывчатых веществ. Сейчас мы покажем на примере и таблице, что оно совсем невелико. Например, для однотонной ракеты, при достижении ею космической скорости в 8 км в секунду, довольно 4 тонны взрывчатых материалов. Время взрывания для получения этой скорости будет 8000 секунд, если средняя величина взрывающей силы равна 1 (0,1 силы тяжести). Значит, в секунду придется, в среднем, взрывать полкило[грамма] (около фунта) взрывчатого вещества. Что же здесь недостижимого? Если бы взрывающая сила была даже в 100 раз больше (при большем наклоне), и то пришлось бы взрывать в секунду 5 кг. И это возможно.

Следующая таблица 16 покажет нам, приблизительно, среднее количество взрывчатых материалов, употребляемых в секунду, при разной взрывающей силе j. Масса ракеты составляет тонну.

Таблица 16

Запас взрывчатых веществ в тоннах	1	4	9	30
Окончательная скорость в метрах [в сек.]	3465	8045	11 515	17 170
Время взрывания в секундах	3465	8045	11 515	17 170
Вр[емя] в часах	0,96	2,23	3,2	4,8
Количество взр[ывчатых] вещ[еств] в кг [в сек.], $j=1$	0,29	0,5	0,78	1,75
То же, но $j=5$	1,45	2,5	3,9	8,75
То же, но $j=10$	2,9	5	7,8	17,5

Второй космической скорости довольно, чтобы сделаться спутником Земли, конечно, вне атмосферы [23]. Третьей — достаточно для одоления земной тяжести и блуждания по земной орбите. И тут секундное взрывание меньше одного кило[грамма] (2 фунта). Последней скорости довольно для вечного удаления от нашей солнечной системы и блуждания в Млечном Пути со скоростью, не меньшей скорости пушечного ядра. Даже и тут секундный расход меньше 2 кг (4 фунта). Время взрывания продолжается от одного до 5 часов. Все это при силе (j) взрывания в 10 раз меньшей земной тяжести. При большей силе j пропорционально увеличивается секундный расход взрывчатых веществ и уменьшается время

взрывания. Увеличение массы ракеты также сопровождается пропорциональным возрастанием секундного расхода, время же взрывания тут не изменяется. Кажется сначала странным, что работа ракетного мотора прогрессивно (со скоростью снаряда) возрастает, между тем как секундное количество израсходованного взрывчатого материала не увеличивается. Дело в том, что взрывчатое вещество, еще не взорванное, уже имеет энергию тем бо́льшую, чем больше скорость несущегося корабля. Поэтому оно и выделяет ее в большем количестве чем это следует по его потенциальной химической энергии.

Для поднятия, при наклонном движении снаряда, мы нашли формулу (171).

Скорость поднятия, препебрегая пока шаровидностью Земли, будет:

$$v \cdot \sin y. \qquad (172_1)$$

С другой стороны, скорость падения определяется форм[улой] (165). Приравнивая падение поднятию, найдем уравнение, из которого получим:

$$\sin y = \frac{M_p \cdot g}{d \cdot F_h \cdot K_1 \cdot v^2}\,. \qquad (173)$$

При этом угле начальное движение будет горизонтальным.

Если, например, $M_p = 1$; $g = 10$; $F_h = 20$; $K_1 = 1$; $v = 100$, то $\sin y = 0{,}0385$, а угол 2,2°. При скорости в 200 м [в сек.], угол будет близок к 0,5°.

Итак, вполне возможно избежать падения даже при очень малом угле наклона, лишь была бы достаточная начальная скорость. Но она может быть гораздо меньше, если угол наклона будет больше. Так, если угол дойдет до 8°, то скорости в 50 м [в сек.] уже будет довольно.

ВЫВОДЫ

Из всего изложенного можем сделать следующее заключение. Полет выгодно начать в горах, на возможно большей высоте. На горах должна быть выровнена дорога, с наклоном не более 10—20°. На автомобиль ставится ракета, которая приобретает от него скорость от 40 до 100 м [в сек.]. Затем снаряд, восходящим путем, летит самостоятельно, развивая сзади давление взрыванием веществ. Наклон снаряда, по мере увеличения его скорости, уменьшается, и полет приближается к горизонтальному. По выходе же из атмосферы и некоторого удаления от всяких ее следов полет становится параллельным земной поверхности, т. е. круговым. Ускорение (j) должно иметь наименьшую величину, примерно от 1 до 10 м [в сек.^{2}]. Расход на сопротивление воздуха окажется минимальным. Влияние тяжести также почти уничтожается (в отношении потери энергии). Первая скорость приобретается автомобилем, аэропла-

ном или каким угодно прибором: сухопутным, водным или воздушным. Полет не в очень разреженной атмосфере может происходить энергией топлива, сжигаемого кислородом из атмосферы. Это сэкономит запасы топлива в 9 раз (идеальное число, когда запасается один чистый водород). Если ракета в воздухе еще не приобрела космической скорости, освобождающей ее от тяготения Земли, то в очень разреженных воздушных слоях кислородом атмосферы пользоваться уже нельзя. Поэтому тут пускается в ход запасной жидкий кислород или непрочное (по возможности, эндогенное) его соединение с другими газами (например, с азотом). Тогда недополученная скорость доводится до космической.

ОБЩИЙ ПЛАН КОСМИЧЕСКИХ ДОСТИЖЕНИЙ

Мы можем достигнуть завоевания солнечной системы очень доступной тактикой. Решим сначала легчайшую задачу: устроить эфирное поселение поблизости Земли, в качестве ее спутника на расстоянии 1—2 тысяч километров от поверхности, вне атмосферы. При этом относительный запас взрывчатого материала вполне доступен, так как не превышает 4—10 (сравнительно с весом ракеты). Если же воспользоваться предварительною скоростью, полученной на самой земной поверхности, то этот запас окажется совсем незначительным (об этом впереди).

Поселившись тут устойчиво и общественно, получив надежную и безопасную базу, освоившись хорошо с жизнью в эфире (в материальной пустоте), мы уже более легким путем будем изменять свою скорость, удаляться от Земли и Солнца, вообще разгуливать, где нам понравится. Дело в том, что в состоянии спутника Земли или Солнца мы можем употреблять самые малые силы для увеличения, уменьшения и всякого изменения своей скорости, а стало быть, и нашего космического положения Энергии же кругом великое изобилие, в виде никогда не погасающего, непрерывного и девственного лучеиспускания Солнца. Точкой опоры или опорным материалом могут служить отрицательные и, в особенности, положительные (атомы гелия) электроны, заимствованные от солнечного излучения. Этой энергии сколько угодно, и уловлять ее не трудно в огромном количестве протянутыми далеко от ракеты проводниками или иными неизвестными средствами. Можно воспользоваться и давлением света, направив его отражателями по надобности. В самом деле, килограмм вещества, с поверхностью в один квадратный метр, в течение года получает от солнечного света приращение скорости, большее 200 м в секунду. Вследствие отсутствия тяжести (кажущегося, конечно, или относительного), здесь как раз можно устраивать огромные легкие зеркала, дающие возможность приобретать гораздо большие прибавочные скорости и, таким образом, теряя их (на счет их же) [24], «бесплатно» путешествовать по всей солнечной системе.

Так мы можем добраться до астероидов, маленьких планеток, спуск на которые, по малой на них тяжести, не представляет трудности. Достигнув этих крохотных небесных тел (от 400 до 10 и менее километров в диаметре), мы получим обилие опорного и строительного материала для космических путешествий и ведения эфирного хозяйства. Отсюда для нас откроется путь не только ко всем планетам нашей системы, но и путь к другим солнцам.

Мы уже говорили о том, что возможен спуск на Землю без затраты вещества и энергии. Устройство первого хозяйства, по близости Земли, нуждается в постоянной земной помощи. Сразу на ноги самостоятельно оно стать не может. Поэтому необходимы постоянные сношения с планетой. От нее придется получать машины, материалы, разные сооружения, продукты питания, людей. Неизбежен и частый обмен работников, ввиду необычности среды.

Для возвращения на Землю нет надобности прибегать к контрвзрыванию и, таким образом, тратить запасы вещества и энергии. Если, по близости атмосферы, слабым обратным взрыванием еще более подойдем к ней и, наконец, заденем за ее края, то сейчас же будем, от сопротивления воздуха, терять скорость и по спирали спускаться к Земле. Собственно, скорость сначала, от падения, будет увеличиваться, потом же, при вступлении в более плотную часть атмосферы, она начнет уменьшаться. Когда она сделается недостаточной, чтобы одной центробежной силой уравновешивать силу тяжести, то наклонив продольную ось снаряда, начинают планировать. Можно еще увеличить скорость, увеличив наклон ракеты вниз и прибавляя, через падение, быстроту. Одним словом, мы поступаем с ракетой, как с аэропланом, у которого остановлен мотор. Как тут, так и там, надо приноровить момент потери большей части скорости к моменту касания суши или воды. Терять громадную скорость ракеты на высотах совершенно безопасно, в виду чрезвычайной поразительной разреженности там воздуха. Можно даже потерять почти всю скорость, обернувшись много раз кругом Земли: оставить только 200—300 м в секунду (смотря по плотности окружающей среды), а затем поступать как с самолетом. Но все же, если у ракеты нет добавочных планов, приземление совершается при гораздо большей скорости, чем у аэроплана, и потому оно рискованнее. Его хорошо делать не на суше, а на воде.

Из сказанного видим, что небесный корабль должен иметь и некоторые черты самолета.

КАКОВЫ ЖЕ УСЛОВИЯ ЖИЗНИ В ЭФИРЕ?

В ракете долго существовать невозможно: запасы кислорода для дыхания и пища должны скоро выйти, продукты же дыхания и пищеварения загрязнят воздух. Нужны особые жилища — безопасные, светлые, с желаемой температурой, с возобновляющимся кислородом, с постоянным притоком пищи, с удобствами для жизни и работы.

Эти жилища и все принадлежности для них должны доставляться ракетами с Земли в сложенном (компактном) виде, раскладываться и собираться в эфире, по прибытии на место. Жилище должно быть непроницаемо для газов и паров и проницаемо для света.

Его материалы: [25] никелированная сталь, простое и кварцевое стекло. Обитель состоит из многих отделений, изолированных друг от друга и сообщающихся только плотно закрывающимися дверями. Если какой-либо отсек будет пробит или окажется проницаемым для газов, то можно сейчас же спастись в другом, а испорченный исправить. Малейшая утечка скажется уменьшением давления и показанием чувствительного манометра. Тогда же можно принять меры к уничтожению проницаемости. Таким образом, безопасность жизни в пустоте можно довести до 100%.

Около одной трети поверхности жилища открыто для лучей солнечного света. Они проникают во все отделения, благодаря прозрачности перегородок.

Вся поверхность жилища покрыта двойным слоем тонких подвижных ставней, как черепицей или крупной чешуей. Если неосвещенная солнцем часть здания покрыта блестящими ставнями, а прозрачная открыта для солнечных лучей, то получается наивысшая температура, достигающая 150° Цельсия. Если же, наоборот, непрозрачная покрыта выдвинутым черным слоем, а прозрачная блестящей, как серебро, поверхностью, то получается низшая температура, достигающая вдали от Земли 250° холода. Поблизости же планеты температура не может понизиться более, чем на 100—150° ниже нуля, так как Земля согревает. Комбинируя, или сочетая, блестящую чешую (панцирь) с черной, в том или другом количественном отношении, получим любую степень тепла: для взрослых, детей, растений, бань, прачечных, для дезинфекции, промышленных целей и т. д.

Вот примерное устройство теплового приспособления, дающего разнообразную температуру, хотя и не крайне возможные пределы тепла. Непрозрачная часть жилища снаружи черная. На небольшом расстоянии от нее находится вторая блестящая с обеих сторон чешуя. Ее части могут вращаться и становиться нормально к поверхности, как иглы ежа. Тогда получается низшая температура. Когда же эта броня закрывает черную поверхность, то получается высшая степень тепла. Такая же чешуя может быть и на прозрачной части жилища. Тогда можно получить более низкую температуру. В зависимости от назначения эфирных камер, их устройство может быть очень разнообразно. Так, напр[имер], блестящая чешуя может надвигаться одна на другую в несколько слоев и открывать, более или менее, черную поверхность жилища, давая желаемую степень тепла.

Первое время будут простейшие дома, пригодные как для людей, так и для растений. Они заполнены кислородом плотности в одну пятую атмосферы, небольшими количествами углекислого газа, азота и паров воды. Тут же находится немного плодородной и влажной почвы. Она, освещенная Солнцем и засеянная, может давать богатые питательными веществами корнеплодные и другие растения. Люди будут портить воздух и поедать плоды, а растения будут очищать воздух и производить плоды. Человек будет возвращать в полной мере то, что он похитил от растений: в виде удобрений для почвы и воздуха. При этом невозможно обойтись без работы разного рода бактерий.

Совершенно тот же оборот между животными и растениями мы видим на земном шаре. Он также изолирован от других небесных тел, как и наша ракета-жилище.

Человеку дает пища 3000 больших калорий в сутки. Столько же дает тепла полкилогр[амма] угля или кило[грамм] муки, или 3 кг картофеля, или 2 кг мяса. Квадратный метр поверхности, освещенный нормальными лучами Солнца, в пустоте, на расстоянии Земли (от светила), получает в сутки 43 000 калорий, что соответствует 10 кг муки, или 43 кг картофеля (также банана), или 30 кг мяса.

Значит, теоретически, окно в 1 кв. м, освещенное нормальными к нему лучами Солнца, дает человеку в 14 раз больше энергии, чем нужно для жизни в суровом климате. Некоторые растения используют до 10% солнечной энергии (таков кактус Бербанка), другие до 5% (банан и корнеплодные). Таким образом, для существования человека, т. е. для получения необходимых ему кислорода и пищи, достаточно 1 кв. метра солнечных лучей, при условии утилизации энергии Солнца в $^{1}/_{14}$, или в 7%. Выходит, что для насущных потребностей одного сильного человека довольно жилища с окном в один кв. м и подходящими растениями. Но растения еще можно культивировать отбором и искусственным оплодотворением. Возможно, что они со временем будут давать, при идеальных эфирных условиях, не 5 и не 10%, а 50% и более. Но и современные растения, при некотором выборе, могут уже удовлетворить нас.

Растениям в наших жилищах может быть очень хорошо. Так, температура — самая для них благоприятная, количество углекислого газа может быть доведено без вреда для человека до 1%, т. е. его будет в 30 раз больше, чем на Земле, влажность — любая, удобрение — полное и подходящее, свет — желаемого напряжения и состава лучей (к чему могут послужить стекла разных цветов и свойств), полное уничтожение всяких вредителей, сорных трав и посторонних культур путем предварительного очищения почвы повышением температуры.

Однако далеко не совпадают между собой потребности разных растений и человека. Для каждого существа нужна особая, наиболее подходящая для него среда. Так это и будет со временем в эфире: для одних

растений такое-то помещение, с такою-то почвою, атмосферою, влагою, светом и температурою,— для других иное, для человека еще более отличающееся. И для разных рас, возрастов, темпераментов жилища не однообразны.

На первое время можно довольствоваться сожительством (симбиоз) растений с человеком.

Тяжести не будут ощущать ни растения, ни люди. И для тех и для других это может быть очень выгодно. Растениям не нужны будут толстые стволы и ветки, которые нередко ломаются от обилия плодов и составляют бесполезный балласт деревьев, кустарников и даже трав. Тяжесть же мешает и поднятию соков. Маленькая тяжесть все-таки может быть полезна растениям: для удержания почвы и воды в одном месте и, вообще, для порядка. Но ее легко получить слабым вращением жилища или оранжерей. Как для растений, так и для людей она почти не будет заметна: стволы не будут гнуться и люди будут по-прежнему свободно совершать полеты во всех направлениях, двигаясь по инерции куда надо. Величина искусственной тяжести будет зависеть от угловой скорости и радиуса вращения. Примерно, она может быть в 1000 раз менее земной, хотя ничто не мешает нам сделать ее и в 1000 раз более земной. На вращение оранжереи или дома не нужно никакого расхода сил. Предметы вращаются сами собой, по инерции, если раз приведены в движение. Последнее вечно, как вращение планеты.

Желаемая температура даст человеку возможность обходиться без одежды и обуви. Обилие тепла ограничит и потребность пищи.

Дезинфекция уничтожит все заразные болезни и всех вредителей и врагов растений и человека. Отсутствие тяжести освобождает людей от постелей, кресел, столов, экипажей и сил для движения. В самом деле, довольно толчка, чтобы двигаться вечно по инерции.

Работы всякого рода тут удобнее производить, чем на Земле. Во-первых, потому, что сооружения могут быть неограниченно велики при самом слабом материале — тяжесть все равно их не разрушит, так как ее тут нет. Во-вторых, человек здесь в состоянии работать при всяком положении, закрепив только ноги или другую часть тела — ни отвесных, ни горизонтальных линий тут нет. Нет ни верха, ни низа. Упасть никуда нельзя. Никакие, даже самые массивные предметы задавить работника не могут, так как они никуда не падают, даже без всякой опоры. Все составные части тела, как бы они велики ни были, не давят друг на друга. Перемещаются все вещи при малейшем усилии, независимо от их массы и размера, нужна только единовременная затрата, пропорциональная массе предмета и квадрату его скорости: затем уже тела двигаются без остановки. Остановка не может возвратить потраченную на первоначальное движение работу. Так что транспорт буквально ничего не стоит.

Но не надо забывать, что явления инерции (или косности) остаются и тут в такой же степени, как и на Земле; удары так же сильны, как на планете, в среде тяжести. Ковка успешна. Попав между двумя различно (или несогласно) движущимися твердыми массами, мы можем быть раздавлены — при их значительной величине или большой скорости. Так же успешно действуют всякого рода прессы, рычаги, дробилки, молоты и все другие машины, если действие их не основано или не зависит от силы тяжести.

Нет борьбы с погодой, со слякотью, холодом, туманом, ливнем, сыростью, ветром, ураганами, тьмою, жаром и т. п. Нет борьбы с животными и растениями. Для работы вне искусственной среды, т. е. вне жилища, нельзя быть голым (пока человек не приспособится для жизни в пустоте, что не может совершиться скоро и что должно радикально преобразовать его тело). В эфире, в пустоте работники и гуляющие должны облекаться в особые предохранительные одежды, вроде водолазных одежд (скафандр). Они, как и закрытые жилища, дают кислород и поглощают продукты человеческих выделений. Это упрощенное подобие тесных жилищ, непосредственно примыкающих к телу. Разница только в том, что кислород тут не растения дают, а он запасается заранее и выделяется понемногу, как в усовершенствованных водолазных костюмах. Особые стекла предохраняют от губительного действия солнечных лучей. Эти одежды непроницаемы для газов, обладают достаточною гибкостью и крепостью, чтобы выдерживать давление газов и не стеснять движения членов. Органические выделения поглощаются, влажность внутри одежды регулируется. Окраска одежды должна соответствовать желаемой температуре. В одной одежде холодно, а в другой жарко. Можно испечься в одном облачении и замерзнуть в другом. Поверхность скафандра может быть броневая сдвижная, как жилище. Тогда температуру можно менять по желанию.

Внутри жилищ работы производятся как на Земле, только гораздо удобнее, так как не связывает тяжесть и ее направление, не стесняет одежда, обувь, холод, жар и обычная земная грязь одежды.

Все сооружения, скафандры, орудия, оранжереи или жилища — все должно быть сделано и испытано заранее на Земле. Вся работа в эфире, на первое время, ограничивается лишь сборкой готовых частей. Первые колонии должны основываться на счет своей планеты, тем более, что и материалов поблизости Земли, вероятно, никаких нет (можно только захватывать составные части разреженной атмосферы, но этого недостаточно). Хорошо, если колонии на первых порах не будут хотя нуждаться в кислороде и пище. Но начало техники возможно и тут. Еще менее колонии будут нуждаться в помощи, когда поселятся в поясе астероидов, между Марсом и Юпитером, где не может быть нужды в сыром материале. Здесь поселения получат не только множество планеток, дающих сколько

угодно вещества и не стесняющих своею тяжестью, тут не только мы получим солидное положение, но и ужасающие пространства с солнечной энергией, общее количество которой в две тысячи миллионов раз больше того, которое получает сейчас наша планета. Температуру же в поясе астероидов можно довести простым способом (описанным давно в моих рукописях и патентованным Маркузе) до 20° Цельсия и больше. Сложными способами и зеркалами она может быть доведена до температуры Солнца, а путем электричества еще выше. Но ничто не мешает нам переселиться и ближе к Солнцу, где его сила в десятки и сотни раз больше, чем на Земле. Температура в наших руках. Массы вещества найдутся и между орбитами нижних планет.

Мы говорили, что борьбы с природой почти нет. Но бороться с давлением газов, убийственными лучами Солнца, с несовершенною природою человека и растений необходимо. Воевать за комфорт, знание, усовершенствования людей и т. д. неизбежно. Борьбы много, хотя она и не так мелочна, как на Земле.

РАЗВИТИЕ В ЭФИРЕ ПРОМЫШЛЕННОСТИ (ИНДУСТРИИ) В САМОМ ШИРОКОМ СМЫСЛЕ ЭТОГО СЛОВА

Первые земные животные зародились в воде. Она устраняет тяжесть, т. е. разрушающую силу, которая особенно была вредна первым нежным организмам. Уничтоженная тяжесть, противодействием жидкости, уже не мешает неограниченному развитию размеров водных существ (как растений, так и животных). Таким образом, водные существа должны бы достигнуть значительного объема, а значит, и такого же объемистого мозга. Они бы поэтому должны сделаться господами планеты. Почему же этого не вышло, почему опередили сухопутные? Главная причина заключается в невозможности поддерживать в жидкости высокую температуру, необходимую для промышленных целей. Водные животные, ушедшие из моря, чтобы превратиться в наземных, понемногу достигли господства над земным шаром, хотя сначала и были очень слабы. Но конкуренции на суше не было, и потому они, борясь только между собой, могли достигнуть высшего развития. Одна из причин их преобладания в том, что они могли получить огонь и родить индустрию. Другая причина отсталости водных — поглощение водой солнечной энергии. Они не могли ею пользоваться в такой же степени, как сухопутные. Они не имели твердой опоры, так как дно большинства океанов было недоступно глубоко и погружено в полнейший мрак. Третья отсталость происходит от недостатка кислорода в воде и невозможности поддерживать наиболее благоприятную для жизненных процессов температуру в самом корпусе существа—и в силу малости кислорода, и в силу охлаждающего

влияния плотной и теплоемкой среды [26]. Свободное движение в ней также затрудняется массивностью воды. Не было и материала для индустрии, если не считать береговых и мелководных пространств, ограниченных площадью, полутемных и покрытых полужидкими наносами.

Выход на воздух и борьба с тяжестью могла начаться у водных уже после развития мускулатуры. Борьба эта была трудна, но победа была в конце концов одержана. Так же будет одержана победа и при переходе существ из воздуха в эфир. Для перехода на сушу нужны были мускулы, а для перехода из воздуха в пустоту — развитие промышленности, в особенности моторной. На Земле, в среде тяжести, она подвигается медленно, хотя воздух для этого лучше воды. Еще удобнее для развития культуры эфирное пространство, в особенности свободное от разрушительной и ограничительной силы тяжести. Такому условию больше всего удовлетворяют изолированные от планет поселения или крохотные астероиды. Тут и обилие материала, и незаметная тяжесть, и девственный солнечный свет, и безграничное и доступное пространство, и солнечная энергия, превышающая земную в 2 миллиарда раз, и свобода перемещения на все шесть сторон — даже до иных солнечных систем.

Здесь можно непосредственно силою Солнца с помощью зеркал и стекол получить огненные очаги любой величины, с температурою от 273° холода до 6000° тепла. Преобразованием солнечной энергии в механическую, а затем в электрическую можно получить до 20 тысяч град[усов] и более.

Сильнее всего отнимает тепло от нагретых тел водная среда, но и воздух мешает сильному нагреванию или охлаждению тел. Он также окисляет поверхность обрабатываемых предметов, сжигает их или препятствует их сохранению и сплавлению (свариванию) в одно целое. В пустоте этого минуса для промышленности нет.

Тяжесть также страшно мешает строительству, развитию техники, действию машин, перемещению и социальному общению.

Понятно поэтому, почему в поясе маленьких планеток (где тяжесть легко одолима самым слабым движением), в эфире, в царстве непрерывного света и шестистороннего простора, индустрия и эволюция разумных существ, не ограниченных размерами мозга, должны достигнуть неслыханных успехов.

Единственное затруднение — отсутствие воздуха и производимого им давления на тело, которое стало необходимостью для животных. Потом существа приспособятся и к этому, но сначала придется иметь дело с искусственной атмосферой для растений и людей. Пустота и девственный солнечный свет убивают. Противоядием послужат: хорошо изолированные многокамерные жилища, скафандры и искусственный подбор существ. Кислород же, вода, металлы и другие необходимые вещества находятся почти во всех камнях. Надо только их извлечь. Цели индустрии

в эфире, в общем, такие же, как и на Земле, только много обширнее, несмотря на то, что человеку не нужны будут ни одежда, ни мебель, ни многое другое.

ЗЕМНАЯ ПОДГОТОВИТЕЛЬНАЯ РАКЕТА. ПЛОЩАДКА ДЛЯ РАЗБЕГА. ПОЛОТНО. МОТОР. СОПРОТИВЛЕНИЕ ВОЗДУХА. ТРЕНИЕ

Мы видели, что ракета еще на Земле должна приобрести некоторую скорость, чтобы сразу лететь горизонтально или наклонно, восходящим путем. Чем больше будет полученная от разбега скорость, тем лучше. Желательно, чтобы снаряд не тратил при этом своей запасной энергии в образе взрывчатых веществ. А это возможно только в том случае, если наша ракета будет приведена в движение посторонней силой: автомобилем, пароходом, локомотивом, аэропланом, дирижаблем, газовой или электромагнитной пушкой и проч. Известные готовые способы не могут дать скорости больше 100—200 м в секунду, так как ни колеса, ни воздушные винты не могут без разрыва вращаться быстрее. Скорость их по окружности можно довести до 200 м — не более. Значит, эту скорость (720 км в час) не могут превзойти обычные орудия передвижения. Для начала, пожалуй, и этого много. Но мы будем стремиться сообщить ракете возможно бóльшую предварительную скорость, чтобы она сберегла свой запас взрывчатого материала для дальнейшего полета, когда она уже оставит свой твердый путь. Отсюда видно, что для приобретения снарядом скорости, большей 200 м [в сек.], нужны особые приспособления. Газовые и электромагнитные пушки, на первое время, мы должны отвергнуть, как сооружения, чересчур дорогие, многомиллионные, вследствие их большой длины. В коротких же относительная тяжесть (толчок) все убьет и изломает. Самый простой и дешевый в этом случае прием — ракетный, реактивный. Мы хотим сказать, что наша космическая ракета должна быть вложена или поставлена на другую земную, которая, не отрываясь от почвы, и сообщит ей желаемый разбег. Для земной ракеты нужен плоский прямолинейный наклонно восходящий путь.

Воздушные винты невозможны и не нужны. Их тяга заменяется задним давлением взрывающихся в трубе газов. Колеса для облегчения трения не годны. Земная ракета двигается, как сани.

Трение твердых тел представляет довольно значительное сопротивление, даже если облегчается смазкой. Например, коэффициент трения для железа по сухому чугуну или бронзе (и обратно) составляет около 0,2. Это значит, что снаряд весом в одну тонну приводится в движение на горизонтальной плоскости силою, не меньшей 0,2 тонны, или 200 кг. Такова величина трения для давлений, не превышающих 8—10 кг на кв. сантиметр трущейся поверхности. При большем напоре, коэффициент трения возрастает почти пропорционально. Представим себе железную

или медную пластину, высотою не более 10 м. Она рождает трение, соответствующее данному коэффициенту. Если же толщина пластины будет вдвое больше, то и коэффициент трения увеличится вдвое (0,4). При глубине этого металлического поля в 40 м уже повреждается при его скольжении путь (чугунная или бронзовая основа — дорога, по которой движется пластина).

Замечательно, что коэффициент трения с увеличением скорости трущихся тел уменьшается раза в 4 и более (в узких пределах опыта). При обыкновенном давлении, не нарушающем указанные пределы, и при обильной смазке коэффициент трения тех же тел может уменьшиться в 5—10 раз. Смачивание трущихся поверхностей водой уменьшает трение раза в два. Коэффициент трения металла по льду и снегу (и обратно) доходит до 0,02, т. е. в 10 раз меньше трения сухих разнородных металлов, и сравнивается, значит, с величиною трения при обильной смазке. Итак, если ракета двигается по льду или ровному и обильно смазанному металлическому полотну, то нет неодолимых препятствий для быстрого движения без колес. Если, например, на снаряд производится давление газов, равное его весу ($j = 10$), то на трение теряется только от 20 до 2% всей затраченной на движение земной ракеты энергии. При ускорении в 5 м [в сек.^{2}] ($j = 5$) затрата будет от 40 до 4%. Если $j = 1$, то затрата уже составит от 200 до 40%, что нетерпимо.

Впрочем, я знаю способы сводить трение почти к нулю, но об этом поговорим в другой книге[27].

Мы приходим к мысли о земной ракете, двигающейся по обыкновенным, но гладким и строго прямолинейным рельсам, обильно смазывающимся выпирающим из полозьев машины салом, маслом или льдом. Последнее возможно только в холодное время года, или на высоких горах, где температура ниже нуля.

Форма земной ракеты должна быть легкообтекаемой воздухом. Чем она будет продолговатей, тем легче ракета будет рассекать среду, если не считать трение воздуха о стенки земной ракеты. При ее продолговатости в 100 или 200 (т. е. когда длина во столько раз превышает наибольший поперечник снаряда) можно даже принимать в расчет одно трение. Ввиду, как увидим, очень длинного пути, необходимого для разбега снаряда, он и сам может быть очень длинен — места хватит.

Особые вычисления и соображения, которые мы тут не приводим, показывают, что величина трения не может превышать числа

$$\frac{\rho}{6g} \cdot Fc, \tag{174}$$

какая бы ни была скорость трущейся поверхности. Из формулы видим, что это предельное трение пропорционально трущейся площади (F), плотности газа (ρ) и скорости движения его молекул (c). Такой вывод

сравнивает, при огромных скоростях, газы с твердыми телами, так как у последних трение не очень зависит от скорости трущегося тела. Преобразованием формулы (174) не трудно доказать, что для «постоянных» газов и неизменного внешнего давления это предельное трение пропорционально квадратному корню из молекулярного веса газа и обратно пропорционально квадр[атному] корню из температуры газа. Значит, например, при атмосферном давлении нагретый водород дает меньше трения, чем холодный воздух. Напротив, холодный углекислый газ представляет большее сопротивление, чем нагретый воздух. При одной же плотности газов вывод будет обратный, т. е. газы с малым молекулярным весом и нагретые дают больший коэффициент трения. Говорим про пределы.

По формуле (174), для обычного воздуха, на 1 кв. метр, найдем предельное трение близким к 0,011 тонны.

Другие соображения дают для величины трения формулу:

$$R = \frac{\delta}{2g} \cdot lb\rho v., \tag{175}$$

Значит, коэффициент трения пропорционален плотности газа (ρ), скорости снаряда и толщине (δ) прилипшего воздуха к одному квадратному метру, движущемуся со скоростью одного метра в секунду. Но, к сожалению, эта формула верна только тогда, когда скорость снаряда имеет столько метров, сколько он сам имеет метров длины. Следовательно, в этой формуле мы должны положить $l = v$. Тогда получим:

$$R = \frac{\delta}{2g} \cdot l^2 b\rho = \frac{\delta}{2g} \cdot v^2 b\rho. \tag{176}$$

Положим тут: $2g = 20$, $b = 3$, $\rho = 0{,}0013$; кроме того, мне из личных опытов известно, что $\delta = 0{,}01$ (1 сантиметр). Тогда найдем:

$$R = 195 \cdot 10^{-8} v^2 = 195 \cdot 10^{-8} l^2. \tag{177}$$

Допустим еще, что вес всего снаряда в тоннах выражается числом $= l$. Тогда составим следующую таблицу (17) для разных ускорений j и разных скоростей снаряда [см. стр. 312].

Видим, что даже при скорости в 5 км [в сек.] и ускорении земной ракеты в 0,1 тяжести ($j = 1$) потеря не превышает 10%. Но тут большое неудобство: ракета должна иметь в длину до 5 км. При малых скоростях и малых длинах снаряда поглощается незаметный процент работы. Но тут тупой снаряд даст значительное сопротивление от работы раздвигания воздуха.

Длина земной ракеты не должна превосходить 100 м, в противном случае ракета будет иметь большую массу и ценность, да и абсолютная

Таблица 17

Длина, вес и скорость земной ракеты, в метрах, тоннах [и м/сек.]	1	10	100	500	1000	1500	2000	3000	5000
Величина трения, в килограммах	0,002	0,2	20	500	2000	4500	8000	18000	50 000
Сопротивление по отношению к давлению на снаряд, в процентах									
$j = 10$	0,0002	0,002	0,02	0,1	0,2	0,3	0,4	0,6	1
То же, $j = 1$ . . .	0,002	0,02	0,2	1	2	3	4	6	10
То же, $j = 4$ . . .	0,0005	0,005	0,05	0,25	0,5	0,75	1	1,5	2,5

работа, необходимая для придания ей скорости и одоления сопротивления воздуха, будет велика. Значит, надо много взрывчатых веществ и затрат на них. Если ракета будет короче, чем в таблице во столько раз: $\frac{v}{l}$, то каждая частица воздуха будет подвергаться смещению более короткое время, чем когда скорость снаряда численно равна длине его. Время уменьшится в $\frac{v}{l}$ [раз], но толщина δ увлекаемого слоя воздуха уменьшится не пропорционально, а примерно во столько раз: $1 + \ln\left(\frac{v}{l}\right)$. Во столько же раз уменьшится и сопротивление воздуха. Таким образом, вместо формулы (176) получим более точную, пригодную для всяких длин земной ракеты, а именно:

$$R = \frac{\delta}{2g} \cdot \frac{lb\rho v}{1 + \ln\frac{v}{l}}. \qquad (178)\ [28]$$

Положим длину ракеты постоянной и равной 100 м. Скорости же различны. Тогда получим [табл.] 18.

Таблица 18

v, в м [в сек.]	100	200	300	400	500	700	1000	2000	3000	4000
$\frac{v}{l}$	1	2	3	4	5	7	10	20	30	4
$\text{in}\left(\frac{v}{l}\right)$	0	0,69	1,10	1,39	1,61	1,95	2,30	3,00	3,40	3,69
$\ln\left(\frac{v}{l}\right) + 1$	1	1,69	2,10	2,39	2,61	2,95	3,30	4,00	4,40	4,69

Последняя строка показывает, во сколько раз уменьшается толщина прилипшего слоя газа и сопротивление от трения в зависимости от уклонения длины (2-я строка).

Пусть в формуле (178) $\delta = 0{,}01$, $l = 100$, $b = 3$. Тогда найдем:

$$R = 195 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{v}{1 + \ln\left(\frac{v}{l}\right)}. \qquad (179)$$

Это даст возможность составить следующую таблицу (19) абсолютных и относительных сопротивлений при разной силе взрывания (j).

Таблица 19 [29]

v, в м [сек.]		100	200	300	400	500	700	1000	2000	3000	4000
Давл[ение], в кг . .		19,5	23,1	27,9	32,6	37,4	46,3	59,1	97,5	133,0	167,0
Относительное сопротивление, в процентах	Масса = 100 т, $j = 10$	0,02	0,023	0,028	0,033	0,037	0,046	0,059	0,098	0,133	0,167
	Масса = 100 [т], $j = 1$	0,2	0,23	0,28	0,33	0,37	0,46	0,59	0,98	1,33	1,67
	Масса = 10 [т], $j = 1$	2	2,3	2,8	3,3	3,7	4,6	5,9	9,8	13,3	16,7
	Масса = 10 [т], $j = 4$	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,1	1,5	2,5	3,3	4,2

Отсюда видно, что даже при самом малом ускорении ($j = 1$) и ничтожной массивности (10 тонн) ракеты трение поглощает не более 17%.

Решим теперь вопрос о длине площадки для разбега земной ракеты. Часть площадки послужит для ускорения движения, а другая часть — для замедления и уничтожения его. Контрвзрывание не есть экономный способ уничтожения приобретенной скорости. Торможением через трение или сопротивление воздуха это можно сделать даже скорее, т. е. на более коротком пути. Можно прекратить смазку и выставить перпендикулярно к направлению движения планы. Их воздушное сопротивление скоро уничтожит скорость земной ракеты. На торможение, особенно если люди уже улетели в космической ракете, надо гораздо меньшую часть дороги, чем на ускорение. Общая картина такова. Земная ракета мчится по рельсам ускоренным движением вместе с космической. Когда

получится наибольшая скорость и начинается торможение земной ракеты, космическая вырвется по инерции из земной и пойдет своим путем все скорее и скорее, благодаря начавшемуся собственному взрыванию. Заторможенная же воздухом или другими средствами земная ракета покатит далее по площадке, но все медленнее, пока не остановится. Тормозящую часть площадки мы не будем считать, так как она может быть очень коротка. Чтобы сопротивление было наименьшим, космическая ракета должна составлять переднюю часть земной. Нос первой будет открыт (наружи), а корма спрячется в ракете земной. Когда движение последней будет замедляться, то космическая ракета вырвется из земной и оставит ее. В земной поневоле откроется широкая пасть (зев), которая, представляя огромное сопротивление, и затормозится очень скоро воздухом. Ракета, без хлопот, сама остановится. Земная ракета очень длинная, и космическая займет в ней своей кормой только малую часть. Остальная останется для наполнения ее взрывчатым материалом и органами управления.

Для составления таблицы 20 (наибольших скоростей земной ракеты) имеем формулы:

$$p = j - g \cdot \sin y. \qquad (180)$$

Тут видим: равнодействующую (p), ускорение от взрывающей силы (j), тяжесть Земли (10 м [в сек^2]) и угол наклона пути к горизонту. Далее:

$$v = \sqrt{2p \cdot l} = \sqrt{2(j - g \cdot \sin y)\, l}. \qquad (181)$$

Давление (P) на ракету взрывчатых веществ определяется уравнением:

$$P = M_{\text{р}} \cdot \frac{j}{g}, \qquad (182)$$ [30]

где M_p есть масса ракеты; давление выражено в обыкновенных единицах.

Площадку считаем горизонтальной ($y = 0$). Может понадобиться только очень малый наклон, который приведенные скорости уменьшит немного, как и сопротивление воздуха.

Время движения земной ракеты получим, если скорость разделим на ускорение j. Так, при 500 км пути найдем, по таблице, от 103 сек. до 1030 секунд. При пути в 1 км время будет от $4^1/_2$ до 45 секунд. Время торможения может быть очень коротко.

Тяжесть, которая рождается от ускорения, по таблице, меняется от 0,1 до 10 земной. Слагаясь с последней, она дает кажущуюся тяжесть в ракетах от 1 до 10 (приблизительно). Рельсовый путь где-нибудь в горах, на высоте, возможен длиною и в 500 км (около 5° [окружности] Земли). Так что есть даже надежда на получение космических скоростей.

Таблица 20 [31]

Длина рельс, в км	1	2	5	10	50	100	200	300	500
$j = 100$	447	634	1030	1420	3180	4470	6340	7780	10300
$j = 50$	319	453	735	1015	2270	3193	4530	5560	7360
$j = 30$	246	348	404	780	1750	2460	3480	4280	5650
$j = 20$	201	282	460	634	1424	1998	2835	3479	4600
$j = 10$	142	200	326	450	1000	1420	2000	2460	3260
$j = 5$	101	141	230	315	710	1000	1418	1740	2300
$j = 3$	78	109	178	246	550	774	1096	1340	1780
$j = 1$	45	63	103	142	318	447	634	778	1030

Но большая тяжесть заставляет упрочнять ракеты и тем увеличивать их массы. Также понадобятся от нее и предохранительные средства для человека. Наконец, увеличивается работа сопротивления воздуха. Одним словом, достаточно и ускорение j, равное земному, и тогда уже получим вполне достаточную предварительную скорость до 3260 м [в сек.]. Небольшой очень полезный наклон пути в 10—20° немного уменьшит подготовительную скорость.

Можем вычислить и запасы взрывания для земной ракеты. Если пустая земная ракета весит 10 тонн, да небесная ракета с зарядом столько же, то все вместе составит 20 тонн. Теперь по таблице ([табл. 6], форм. 43) вычислим в тоннах запас взрывного материала для земной ракеты для получения разных скоростей. Скорость отброса (W) допустим в 4 км [в сек.].

Таблица 21

$\frac{M_2}{M_1}$	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1	1,5	2
M_2, тонны	2	4	6	8	10	12	14	16	18	20	30	40
v_{max}, м [в сек.]	378	728	1048	1344	1620	1876	2116	2344	2568	2772	3660	4392

Этих скоростей вполне довольно, между тем запас не превышает 40 тонн. Заметим, что сильное торможение может убить человека, управляющего земной ракетой. Поэтому лучше, если последняя управляется автоматически без людей. Пассажиры же космической ракеты окажутся вне при торможении, так как она уже вырвется тогда из земного снаряда.

Если космическая ракета таким путем получила начальную скорость без затраты своего собственного запаса, то она их может запасать меньше или, при тех же запасах, получать бо́льшую космическую скорость.

Имели:

$$dv = -W \frac{dM}{M_1 + M} \qquad (34)$$

и

$$v = -W \cdot \ln (M_1 + M) + \text{const}. \qquad (35)$$

Если начальная скорость ракеты v_0, то $M = M'_2$, т. е. масса отброса будет наибольшая (начальная). Следовательно,

$$v_0 = -W \cdot \ln (M_1 + M'_2) + \text{const}. \qquad (183)$$

Вычитая из (35) (183), получим:

$$v - v_0 = W \cdot \ln \left(\frac{M_1 + M'_2}{M_1 + M} \right). \qquad (184)$$

Если $M = 0$, то получим наибольшую скорость (v_{max}). Следовательно,

$$v_{max} = v_0 + W \cdot \ln \left(1 + \frac{M'_2}{M_1} \right). \qquad (185)$$

Положим, что подготовительная, начальная скорость ракеты равна трем кило[метрам в секунду], а надо иметь $v_{max} = 8$ км [в сек.]. W положим в 5 км [в сек.]. Тогда, по таблице 6, найдем относительный запас космической ракеты равным $M'_2 : M_1 = 1{,}8$. Между тем как прямо для получения секундной скорости в 8 км надо относительный запас в 4 (табл. 6); из (185) можем получить:

$$\frac{M'_2}{M_1} = e^{\frac{v_{max} - v_0}{W}} - 1. \qquad (186)^{[32]}$$

Воспользуемся этой формулой, чтобы составить сравнительную табличку 22. Из нее видно, что космическая ракета, имеющая предварительную скорость, гораздо менее перегружается взрывчатыми веществами, чем неимеющая этой скорости. Так, для получения высшей космической скорости, одолевающей притяжение Солнца (17 км [в сек.]), надо бы взрывчатых веществ 30. Если же ракета еще на суше получила уже 5 км

Таблица 22

v_{max}, в км [в сек.]	8	11	17
v_{max} — 5	3	6	12
$M'_2 : M_1$ (по 186) . .	0,8	2,31	10,0
$M_2 : M_1$ (по таблице 6)	4	8	30
v_{max} — 4	4	7	13
$M'_2 : M_1$	1,24	3,08	12,0
$M_2 : M_1$	4	8	30
v_{max} — 3	5	8	14
$M'_2 : M_1$	1,72	4	15
$M_2 : M_1$	4	8	80

[в сек.], то относительный запас составит только 10. Первая космическая скорость требует запаса в 4; если же была подготовительная скорость в 3 км [в сек.], то вес взрывчатых веществ составит только 0,8 веса ракеты.

[ФОРМА ЗЕМНОЙ РАКЕТЫ]

Форма земной ракеты очень удлиненная, наименьшего сопротивления. Удлиненность может достигать 50. Так как ракета не покидает Землю и достаточно плотные слои атмосферы, то ее нет надобности делать герметически закрытой. Ее корпус может быть уподоблен корпусу аэроплана. В нем содержится помещение для взрывчатых веществ, которые нагнетаются насосами во взрывную трубу и выбрасываются силою взрыва в задней части ракеты. В ней же находится для накачивания и двигатель, приводимый в действие бензиномотором (возможно для этого и предварительное использование небольшой части запаса взрывчатых веществ. После работы в моторе они поступают во взрывную трубу и совершают работу реакции).

[КОСМИЧЕСКАЯ РАКЕТА]

Космическая ракета должна иметь наименьшую массу и объем, чтобы легче быть реализованной. Продолговатость ее 10, не более. Наибольший поперечник не менее 1—2 м. Форма также легко обтекаемая, но ее оболочка герметически закрыта, так как ракета удаляется в безвоздушное пространство, где через отверстия газ, необходимый для дыхания, мог бы весь выйти.

Основная оболочка ракеты должна выдерживать безопасно давление, не меньшее одной пятой атмосферы, если наполнена чистым кислородом. Действительно, у уровня океана мы получаем наибольшее количество кислорода. Частное давление его составляет около 0,2 атмосферы. Таково и его количество. Значит, физиологически его достаточно. Но человек легко переносит или, по крайней мере, приспособляется еще к вдвое меньшему количеству кислорода. На горах (в 5—6 км высоты), где вдвое меньше кислорода, человек еще свободно живет. Здоровые переносят, хотя с опасностью для жизни, еще вдвое большее разрежение (на высоте в 10 км). Во всяком случае 0,5 обыкновенного количества кислорода довольно. Значит, довольно кислорода при давлении его в 0,1 атмосферы[33].

Оболочка ракеты должна иметь клапан, отворяющийся наружу, если разность между внутренним и внешним давлением средин превышает, положим, 0,2 атмосферы. Внизу, у уровня моря, абсолютное давление в ракете, стало быть, будет не более 1,2 атмосферы, а в пустоте давление внутри снаряда не превзойдет 0,2. Это пределы, очевидно, пригодные для дыхания.

Если увеличить посредством регулятора внешнее давление на клапан, например, до 1 атмосферы, то пределы давлений будут: две и одна атмосфера. Последнее на первое время пригоднее, как больший запас для дыхания. Внутреннее давление газа заставляет делать форму ракеты в виде дирижабля с круговыми поперечными сечениями. Эта же форма полезна и для получения наименьшего сопротивления воздуха. Она же избавляет ракету от излишества внутренних скреплений и перегородок. Надутая крепко, ракета заменяет сложную балку, хорошо сопротивляющуюся перегибу и, вообще, изменению формы. Но так как ей приходится планировать и эта способность ее (без крыльев) слаба, то полезно соединять боками несколько оболочек (ракет) формы тел вращения. Соединенные бока должны укрепляться внутри перегородками. Такая сложная ракета, напоминающая волнистую пластину с несколькими острыми хвостами и головами, или одно большое крыло, уже более успешно планирует. Космической ракете еще приходится выдерживать усиленную тяжесть. Это заставляет делать все ее органы более крепкими, чем нужно для сопротивления силам обыкновенной тяжести. Так, должны быть крепче отделения, хранящие взрывчатые материалы. Но мы видели, что наиболее выгоден малонаклонный полет с небольшим ускоренным движением (j менее 10). При этом тяжесть так мало изменится, что все расчеты можно смело делать на обыкновенную ее силу.

Придется еще принять во внимание сгущение и разрежение среды, окружающей быстро движущуюся ракету. В носовой части воздух сжимается, что позволяет эту часть ракетной оболочки делать более слабой или тонкой,— в кормовой же стороне атмосфера разрежается, что заставляет кормовую часть делать прочнее или толще. Силы эти действуют, пока ракета в атмосфере. В пустоте их нет. Тем не менее, не ослабляя переднюю часть, заднюю необходимо делать более прочной. Это имеет большое значение для космической ракеты и меньшее для земной, вследствие ее значительной продолговатости. Мы видели, что общее продольное сопротивление воздуха составляет небольшую часть давления на ракету взрывчатых веществ. Нормальное к стенкам ракеты давление — такого же порядка. Следовательно, при среднем j оно составляет величину, не превышающую силу обыкновенной тяжести. Ввиду большого запаса прочности ракеты, этими силами, как и относительной тяжестью, можем пренебречь.

Таблица 23

Объем ракеты, в куб. м	5	10	15	20	30	40	50	100
Вес внутреннего газа плотности воздуха, в кг	6,5	13	19,5	26	39	52	65	130
Вес оболочки, в кг	33	65	98	130	195	260	325	650

Принимаем в основу главное: разность внутреннего и внешнего давлений для ракеты веретенообразной. Вот масса (табл. 23) оболочки, сделанной из самых крепких сплавов железа, при четырехкратном запасе прочности разности давлений в одну атмосферу (вместо необходимой в 0,2 атмосферы). Этот вес зависит, главным образом, от объема оболочки, а не от вида и продолговатости, предполагая веретенообразную плавную форму.

Выходит, что вес оболочки только в 5 раз больше веса заключенного в нем воздуха обыкновенной плотности (0,0013). При давлении в 0,2 атмосферы прочность будет 20, а при 0,1 запас прочности достигнет 40. Для помещения одного человека вполне достаточно 10 куб. м. Такого запаса кислорода довольно одному человеку на 10 дней, если все продукты дыхания поглощаются в самой ракете.

Наибольший груз, возможный для ракеты, при разных ее объемах, выражается примерно в тоннах 1-й строкой [таблицы 23]. Этот груз, при всех объемах, в 154 раза больше веса оболочки. Впрочем, для малых ракет оболочка окажется непрактично тонка, так что ее поневоле придется делать толще раза в два, три и более, смотря по малости объема. Это еще увеличит запас прочности малых ракет. Но малого объема оболочки, в таком случае, составят большую часть наивысшей грузоподъемности (154), например, 1; 2; 10%. Для больших же объемов вес оболочки менее 1%. Про наружную чешуйчатую оболочку, дающую возможность получить в эфире, на солнечном свету, от 150° тепла до 250° холода, мы уже говорили. Она же в блестящем виде может предохранить и от нагревания во время полета в воздухе, особенно если между ней и крепкой оболочкой будет протекать холодный газ, выпускаемый из ракеты.

[МАТЕРИАЛ ВЗРЫВЧАТЫХ ВЕЩЕСТВ]

Материал взрывчатых веществ был нами указан ранее. Обращенный в жидкость чистый водород содержит меньше потенциальной энергии, так как холоден и поглощает энергию при обращении в газ и химическое его действие слабее. Его трудно обращать в жидкость и хранить, так как без особых предосторожностей он быстро улетучивается. Пригоднее всего жидкие или легко обращаемые в жидкость углеводороды. Чем они летучее, тем больше содержат водорода и тем они выгоднее для дела. Кислород терпим и в жидком виде, тем более, что может служить источником охлаждения, к которому приходится прибегать для охлаждения ракеты (во время движения в атмосфере она нагревается) и взрывной трубы. Но разумнее поступить так: наибольшую часть запаса кислорода взять в образе его каких-либо эндогенных соединений, т. е. таких, которые синтезируются (составляются) с поглощением тепла. При разложении же они его обратно выделяют и увеличивают, таким образом, энергию

горения. Другая, меньшая, часть кислорода может быть в чистом и жидком виде и служить сначала для охлаждения, а потом для дыхания и взрывания. Его приходится запасать немного. Герметически запертые жидкие газы развивают огромное давление, для одоления которого нужны очень массивные сосуды. Поэтому, чтобы не быть такими, они должны иметь отверстия, через которые могли бы свободно выходить образовавшиеся газы. Так поддерживается и их низкая температура. Действие сложных взрывчатых веществ немного уступает действию чистых водорода и кислорода. Последние дают скорость отброса (продукты соединения, или горения) в 5 км [в сек.], а сложные — 4 км [в сек.]. Значит, и скорость ракеты в последнем случае будет в таком же отношении уменьшена, т. е. на 20%.

Некоторые предлагают для реактивного действия сжатые в сосудах газы или сильно нагретые летучие жидкости. Это совершенно неприменимо и вот почему. Самые точные и многочисленные мои расчеты показывают, что вес резервуаров, самой лучшей формы и материала, по крайней мере в 5 раз больше веса сжатого воздуха, заменяющего взрывчатое вещество. Отсюда видно, что газовый отброс всегда будет раз в 5—10 весить меньше, чем ракета. Мы же видим (табл. 6), что для получения низшей космической скорости надо, чтобы взрывчатый материал, при самых благоприятных условиях, превышал по массе ракету в четыре раза. Хотя легкие газы и выгоднее, но они требуют и большего веса сосудов. То же скажем и про сильно накаленные газы. Вода и другие летучие жидкости, умеренно нагретые, дают некоторые преимущества и потому более пригодны для первых опытов невысокого полета. Мои вычисления показали, что с помощью сжатых газов можно подыматься не выше 5 км, а посредством перегретой воды — не свыше 60 км.

Нет ничего пока более энергичного и в то же время подходящего указанных ранее взрывчатых материалов.

Как же взрывать их и как хранить? Если взрывать так, как во всех известных старых и новых ракетах, то реактивное давление при взрыве будет передаваться на всю поверхность сосуда (их хранилища), что заставит делать его очень массивным. Давление взрывчатых веществ доходит до 5 тысяч атмосфер. В таком случае расчет нам покажет, что вес баков будет, по крайней мере, в 30 раз больше веса взрывчатых материалов при водяной их плотности (она на деле меньше, а это еще хуже). Если так, то снаряд не поднимется выше 15 км.

Но мы мало потеряем, если благодаря способу умеренного (т. е. нетщательного) смешения взрывчатых веществ ослабим давление их до 100 атмосфер, или в 50 раз. При этом и запас взрывчатых материалов может увеличиться во столько же раз и достичь $1^2/_3$. И такого запаса мало. Дальнейшее уменьшение давления взрыва невыгодно ввиду давления атмосферы и малой утилизации химической энергии. Гораздо

рассудительнее держать элементы взрыва особо, без давления и только накачивать их во взрывную трубу, т. е. особую камеру, где происходит химическое соединение (горение) элементов. Тогда для хранения их могут служить обыкновенные баки или даже сама разгороженная ракета. Неудобство в том, что приходится, преодолевая давление взрыва, накачивать вещества во взрывную камеру. Но если давление не более 100 атмосфер, то работа этого нагнетания не очень велика.

Предлагаем тут таблицу 24, определяющую эту работу при разных космических скоростях и разной силе взрывания. Массу ракеты принимаем в одну тонну, давление — в 100 атмосфер.

Таблица 24

Скорость снаряда в км [в сек.]	8	11	17
Масса взрывчатых веществ в тоннах	4	8	30
Время взрывания в секундах ([при] $j = 10$)	800	1100	1700
Секундное количество подаваемых взрывчатых веществ в кг	5	11	17
Работа накачивания в килограммометрах	500	1100	1700
Время взрывания в секундах ([при] $j = 1$)	8000	11000	17000
Количество взрывчатых веществ в секунду в кг	0,5	1,1	1,7
Работа в килограммометрах	50	110	170

Из нее видно, что при самой малой силе взрыва ($j = 1$) и при наименьшей космической скорости (8 км [в сек.]) работа вдавливания или накачивания ограничивается 50 килограммометрами, или половиною метрической силы. При самой же громадной космической скорости и удесятеренной силе взрыва ($j = 10$) работа достигает 17 метрических сил.

Все это легко одолимо и даже может быть еще уменьшено при взрывании периодическом, о котором мы уже говорили. Понятно, что при увеличенной массе ракеты работа пропорционально увеличивается. Приведенные числа — средние, приблизительные. Плотность взрывчатых веществ принимается равной единице.

Из таблицы также видно, что работа накачивания будет необременительна даже тогда, когда давление взрывчатых веществ доведем до 1000 атмосфер. Но при больших массах ракет и при большом давлении экономно применять периодическое давление и накачивание. Тогда работа намного сбавится.

ВЗРЫВНАЯ ТРУБА. ФОРМА. ДАВЛЕНИЕ. ВЕС. ОХЛАЖДЕНИЕ

Главный двигатель ракеты есть взрывная труба, подобная по действию пушке с холостым зарядом. Насколько взрывная труба легче резервуара, выдерживающего ее давление, видно из следующего. Таблица 24 показывает, что при запасе взрывчатых веществ в 4 тонны секундный расход их составляет 0,5 кг. Столько же в секунду их и выходит из трубы. Значит, труба есть сосуд, содержащий полкило[грамма] веществ, притом при давлении, большею частью уменьшенном сравнительно с давлением в резервуаре (где оно максимальное и равномерное). Резервуар же (бак) содержит веществ в 8000 раз больше. Стало быть, и вес его, по крайней мере, должен быть во столько же раз больше. Вот, примерно, какую экономию представляет моя ракета по отношению к употребляемым. Цилиндрическая форма трубы оказывается чересчур длинна. Коническая форма тем сильнее сокращает эту длину, чем конус больше расширяется. Но чем угол его больше, тем более и потери энергии, так как движение газов уклоняется в стороны. Все же при угле в 10° потеря почти незаметна. Но и в таком большом угле нет надобности. Конус нужен усеченный. В меньшее основание накачиваются жидкие взрывчатые вещества. В трубе они смешиваются, взрываются, стремятся по трубе к открытому широкому основанию конуса, откуда и вырываются наружу, сильно разреженные, охлажденные, со скоростью до 5 км в секунду. В цилиндрической трубе полезное давление совершается только на круглое основание цилиндра, куда нагнетаются взрывчатые вещества,— в конической же трубе полезное давление происходит на всю внутреннюю поверхность конуса. Поэтому основание конической трубы гораздо меньше, чем у цилиндрической. Легко выведем формулу, показывающую отношение площадей оснований конуса:

$$\frac{F_{\max}}{F_{\min}} = \left(1 + \frac{l}{r} \cdot \operatorname{tg} \alpha\right)^2, \qquad (187)$$

где по порядку поставлены: площадь большего основания и меньшего, длина трубы, радиус меньшего основания и тангенс угла отверстия конуса.

Если ракета весит тонну, а со взрывчатыми веществами 5 тонн, и ускорение (j) ракеты 10, то и давление на трубу газов должно составлять 5 тонн. При наибольшем давлении газов в 100 атмосфер и при цилиндрической трубе площадь ее основания будет 50 кв. см, диаметр—8, а радиус—4 см. Приняв еще длину трубы в 10 м и положив в формуле (187) разные углы, составим табл. 25 для величины расширения трубы [34].

Отсюда видно, что довольно угла отверстия конуса даже в 1° и никак не более 5—6°. Потеря энергии при этом будет совершенно ничтожна.

Таблица 25

Угол в градусах	1	2	3	4	5	6	8	10
$F_{max} : F_{min}$	28,8	95,1	199	342	524	740	1296	2000
Отношение диаметров	5,37	9,75	14,1	18,5	22,9	27,2	36,0	44,7
Диаметр отверстия, в м	0,22	0,39	0,56	0,74	0,92	1,08	1,44	1,8

Несмотря на коническую форму трубы, хорошее использование силы взрывания требует возможно более длинной трубы, чтобы газы почти все свое беспорядочное движение (теплоту) превратили в поступательное движение. С целью увеличения длины трубы она может делать изгибы. Изгибание в двух взаимно-перпендикулярных плоскостях может увеличить еще и устойчивость ракеты; вращение газов, страшно быстрое, заменит два массивных, нормальных между собою диска, вращающихся с умеренной скоростью (100—200 оборотов в секунду).

Двигатель для накачивания, ввиду его слабосильности, может быть аэропланного типа, только в разреженных слоях и в пустоте потреблять он будет (поневоле) запасенный кислород. Выход продуктов горения в нем должен быть направлен в общую взрывную трубу или в особую, параллельную главной. Нельзя пренебрегать и малым использованием энергии горячих продуктов горения в моторах. Весь запас взрывчатых веществ мы могли бы использовать в обыкновенных двигателях (бензиновых, газовых) для получения огромной механической энергии. Как она может быть велика, видно из таблицы 24. Наименьшее потребление взрывчатых веществ, по таблице, полкило[грамма] в секунду. Это количество содержит энергии (табл. 1) $1{,}37 \cdot 10^6$ килограммометров. Если используется из этого 30%, то получим механическую энергию в 411 000 килограммометров в секунду. Это соответствует непрерывной работе более чем в 4 тысячи метрических сил. Извлекши такую механическую работу, мы пользуемся продуктами горения, как реактивным материалом, во взрывной трубе. Особенно это было бы пригодно в разреженном воздухе и в пустоте. Но нам нет никакой надобности в такой громадной механической энергии. Для накачивания взрывчатых веществ надо очень немного работы (таблица 24) — от одной до 100 сил. Кроме того, это и невозможно, так как аэропланный мотор в 4000 метрич. сил весит не менее 4 тонн. Его вес поглотит всю подъемную силу ракеты. Я хочу сказать, что механическая работа, которую мы можем получить почти без ущерба, в тысячи раз больше, чем нам нужно.

Некоторое затруднение видим в очень высокой температуре взрывания — в самом начале трубы. Она доходит до 2—3 тысяч градусов по Цельсию. Чем дальше от начала трубы, тем температура текущих и рас-

ширяющих[ся] газов ниже. У самого выхода трубы она может быть ниже нуля и даже, в идеальном случае, доходит до 273° холода.

Труба должна быть сделана из крепкого, тугоплавкого и хорошо проводящего тепло материала. Тогда накаленная часть трубы будет отдавать свое тепло соседним холодным частям. Но этого недостаточно. Необходимо непрерывное, во время взрыва, охлаждение накаленных частей трубы. Они могут быть окружены жидким кислородом, который все равно необходим для дыхания, горения в моторах и охлаждения человеческого помещения в ракете. Поэтому образовавшийся от нагревания трубою газ должен быть направлен, главным образом, в нагнетательный мотор. Все-таки некоторая начальная часть трубы будет испорчена во время взрывания, как оно ни кратковременно. Поэтому накаленная часть трубы должна делаться толще, чем нужно, чтобы противодействовать давлению газов. Оно ослабляется по мере удаления их от начала трубы, разрежения и охлаждения. Также и толщина стенок трубы тем тоньше, чем ближе они к выходному отверстию. Вес трубы очень незначителен даже при наибольшем и равномерном давлении во всю ее длину. Так, приняв давление в сто атмосфер, четырехкратный запас прочности, лучший материал, длину трубы в 10 м и диаметр ее в 8 см, при цилиндрической форме, легко вычислим вес трубы, равный 32,5 кг. Но ведь это число дано, предполагая всю трубу такой же крепкой, как ее начало, где давление во множество раз больше, чем в других ее частях. Одним словом, это вес предельно большой.

Вес нагнетательного мотора будет от 5 до 100 кг (табл. 24).

[ОРГАНЫ НАПРАВЛЕНИЯ РАКЕТЫ]

Органы направления ракеты подобны аэропланным. Но они отличаются тем, что могут действовать не только в воздухе, но и в пустоте. Это три особых руля, и все они помещаются поблизости выходного расширенного отверстия взрывной трубы. Так как ракете, при спуске на Землю, приходится планировать без взрывания, как аэроплану, то рули эти не могут быть внутри трубы. Должны быть: 1) горизонтальный руль высоты, 2) отвесный руль направления и, наконец, 3) руль боковой устойчивости. Первые два нечего описывать, так как они тождественны с рулями аэропланными. Но действуют они и в пустоте, благодаря быстрому потоку выходящих из отверстия взрывной трубы газов. Уклонение руля вызывает на него давление потока (продуктов горения) и соответствующее уклонение снаряда. Эти рули могли бы иметь очень малую площадь, ввиду быстрого газового потока; но ракета должна планировать в воздухе, как аэроплан, и потому площадь рулей будет такая же большая, как у самолета. То же можем сказать и про крылышки боковой устойчивости. Поставленные по бокам корпуса снаряда, они будут работать только в

атмосфере. Поэтому, кроме обыкновенных электронов самолета, нужен другой орган устойчивости, действующий и в пустоте. Это есть небольшая пластинка перед выходным отверстием трубы, могущая вращаться вокруг оси, параллельной оси трубы или ракеты. При поворачивании пластинки вылетающий из трубы поток сам вращается; рождается его вихреобразное движение, что и заставляет снаряд поворачиваться вокруг своей длинной оси в ту или другую сторону.

Если этот руль наружи, вне трубы, то он будет действовать и в воздухе, как аэропланные элероны, независимо от взрывания; но он чересчур слаб и для планирования не испытан. Поэтому, кроме него, придется прибегнуть и к обыкновенным элеронам. Извивы взрывной трубы, если они есть, также должны быть отнесены к органам направления или положения.

Ракета должна иметь кварцевые прозрачные окна, чтобы все кругом можно было обозревать и чтобы они не могли полопаться от нагревания и тряски. Внутри они должны быть прикрыты другим прозрачным слоем, защищающим от губительного действия чистых солнечных лучей, не обезвреженных земной атмосферой. Компас едва ли может служить руководством к определению направления. Для этого пригодны более всего солнечные лучи; а если нет окон или они закрыты, то быстро вращающиеся маленькие диски. Короткое время взрывания и пребывания в атмосфере они могут служить безукоризненно.

Ввиду того, что выгоднее всего направляться при небольшом ускорении (j) ракеты, никаких особых предосторожностей для сохранения человека от усиленной тяжести не требуется, так как это усиление очень мало и нормальный субъект вынесет его даже стоя. При том оно продолжается несколько минут, самое большое 2—3 часа. Продукты его дыхания должны поглощаться щелочами и другими веществами, про что знают хорошо химики. Также должны обезвреживаться и все твердые и жидкие выделения человека. О добывании в эфире кислорода и пищи много мною писалось. Дело это несомненной осуществимости.

Теперь мы поговорим о том, как можно начать работу космических достижений немедленно, сейчас же. Обыкновенно идут от известного к неизвестному: от швейной иглы к швейной машине, от ножа к мясорубке, от молотильных цепов к молотилке, от экипажа к автомобилю, от лодки к кораблю. Так и мы думаем перейти от аэроплана к реактивному прибору — для завоевания солнечной системы. Мы уже говорили, что ракета, летя сначала неизбежно в воздухе, должна иметь некоторые черты аэроплана. Но мы уже доказывали, что в нем непригодны колеса, воздушные винты, мотор, проницаемость помещения для газов, обременительны крылья. Все это мешает ему получить скорость, большую 200 м в секунду, или 720 км в час. Самолет должен быть преобразован. Он не будет пригоден для целей воздушного транспорта, но постепенно станет пригоден

для космических путешествий. Разве и сейчас аэроплан, летая на высоте 12 км, не одолевает уже 70—80% всей атмосферы и не приближается к сфере чистого эфира, окружающего Землю! Поможем же ему достигнуть большего. Вот грубые ступени (со многими промежуточными, которые опускаю) развития и преобразования аэропланного дела, достигающего высших целей:

1. Устраивается ракетный самолет с крыльями и обыкновенными органами направления. Но бензиновый мотор заменен взрывной трубой, куда накачиваются взрывчатые вещества слабосильным двигателем. Воздушного винта нет. Есть запас взрывчатых материалов и остается помещение для пилота, закрытое чем-нибудь прозрачным, так как скорость такого аппарата больше аэропланной и сквозняк невыносим. Этот прибор от реактивного действия взрывания покатится на полозьях по смазанным рельсам (ввиду небольшой сначала скорости могут остаться и колеса). Затем поднимется на воздух, достигнет максимума скорости, потеряет весь запас взрывчатых веществ и облегченный начнет планировать, как обыкновенный или безмоторный аэроплан, чтобы безопасно спуститься на сушу. Такой опыт, если верить газетам, уже был произведен с полным успехом каким-то инженером в Австралии.

Количество взрывчатых веществ и силу взрывания надо понемногу увеличивать, также максимальную скорость, дальность, а главное — высоту полета. Ввиду проницаемости для воздуха человеческого помещения в самолете, высота, конечно, не может быть больше известной рекордной высоты. Достаточно и 5 км поднятия. Цель этих опытов — уменье управлять аэропланом (при значительной скорости движения), взрывной трубой и планированием.

2. Крылья последующих самолетов надо понемногу уменьшать, силу мотора и скорость—увеличивать. Придется прибегнуть к получению предварительной, до взрывания, скорости с помощью описанных ранее средств.

3. Корпус дальнейших аэропланов следует делать непроницаемым для газов и наполненным кислородом, с приборами, поглощающими углекислый газ, аммиак и другие продукты выделения человека. Цель — достигать любого разрежения воздуха. Высота может много превосходить 12 км. В силу большой скорости при спуске, для безопасности, его можно делать на воде. Непроницаемость корпуса не даст ракете потонуть.

4. Применяются описанные мною рули, действующие отлично в пустоте и в очень разреженном воздухе, куда залетает снаряд. Пускается в ход бескрылый аэроплан, сдвоенный или строенный, надутый кислородом, герметически закрытый, хорошо планирующий. Он требует для поднятия на воздух большей предварительной скорости и, стало быть, усовершенствования разбежных приборов. Прибавочная скорость даст ему воз-

можность подниматься все выше и выше. Центробежная сила может уже проявить свое действие и уменьшить работу движения.

5. Скорость достигает 8 км в секунду, центробежная сила вполне уничтожает тяжесть и ракета впервые заходит за пределы атмосферы. Полетавши там, на сколько хватает кислорода и пищи, она все же спирально возвращается на Землю, тормозя себе воздухом и планируя без взрывания.

6. После этого можно употреблять корпус простой, несдвоенный. Полеты за атмосферу повторяются. Реактивные приборы все более и более удаляются от воздушной оболочки Земли и пребывают в эфире все дольше и дольше. Все же они возвращаются, так как имеют ограниченный запас пищи и кислорода.

7. Делаются попытки избавиться от углекислого газа и других человеческих выделений с помощью подобранных мелкорослых растений, дающих в то же время питательные вещества. Над этим много, много работают и медленно достигают успеха.

8. Устраиваются эфирные скафандры (одежды) для безопасного выхода из ракеты в эфир.

9. Для получения кислорода, пищи и очищения ракетного воздуха придумывают особые помещения для растений. Все это, в сложенном виде, уносится ракетами в эфир и там раскладывается и соединяется. Человек достигает большей независимости от Земли, так как добывает средства жизни самостоятельно.

10. Вокруг Земли устраиваются обширные поселения.

11. Используют солнечную энергию не только для питания и удобств жизни (комфорта), но и для перемещения по всей солнечной системе.

12. Основывают колонии в поясе астероидов и других местах солнечной системы, где только находят небольшие небесные тела.

13. Развивается промышленность и размножаются невообразимо колонии.

14. Достигается индивидуальное (личности, отдельного человека) и общественное (социалистическое) совершенство.

15. Население солнечной системы делается в сто тысяч миллионов раз больше теперешнего земного. Достигается предел, после которого неизбежно расселение по всему Млечному Пути.

16. Начинается угасание Солнца. Оставшееся население солнечной системы удаляется от нее к другим солнцам, к ранее улетевшим братьям.



КОСМИЧЕСКАЯ РАКЕТА
ОПЫТНАЯ ПОДГОТОВКА

(Понимать и оценить эту статью можно только освоившись с моим «Исследованием» 26 г.) [1]

ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖА

Сначала необходимо произвести опыты на одном месте, т. е. без заметного перемещения прибора. Предполагается при этом выработать подходящую конструкцию, также управление взрывом, направлением прибора, его устойчивостью и проч.

Черт. 1 изображает предполагаемое на первое время устройство аппарата. Рисунок схематический (переменный масштаб), т. е. без соблюдения пропорциональности частей. Потом я постараюсь приблизительно дать истинные размеры.

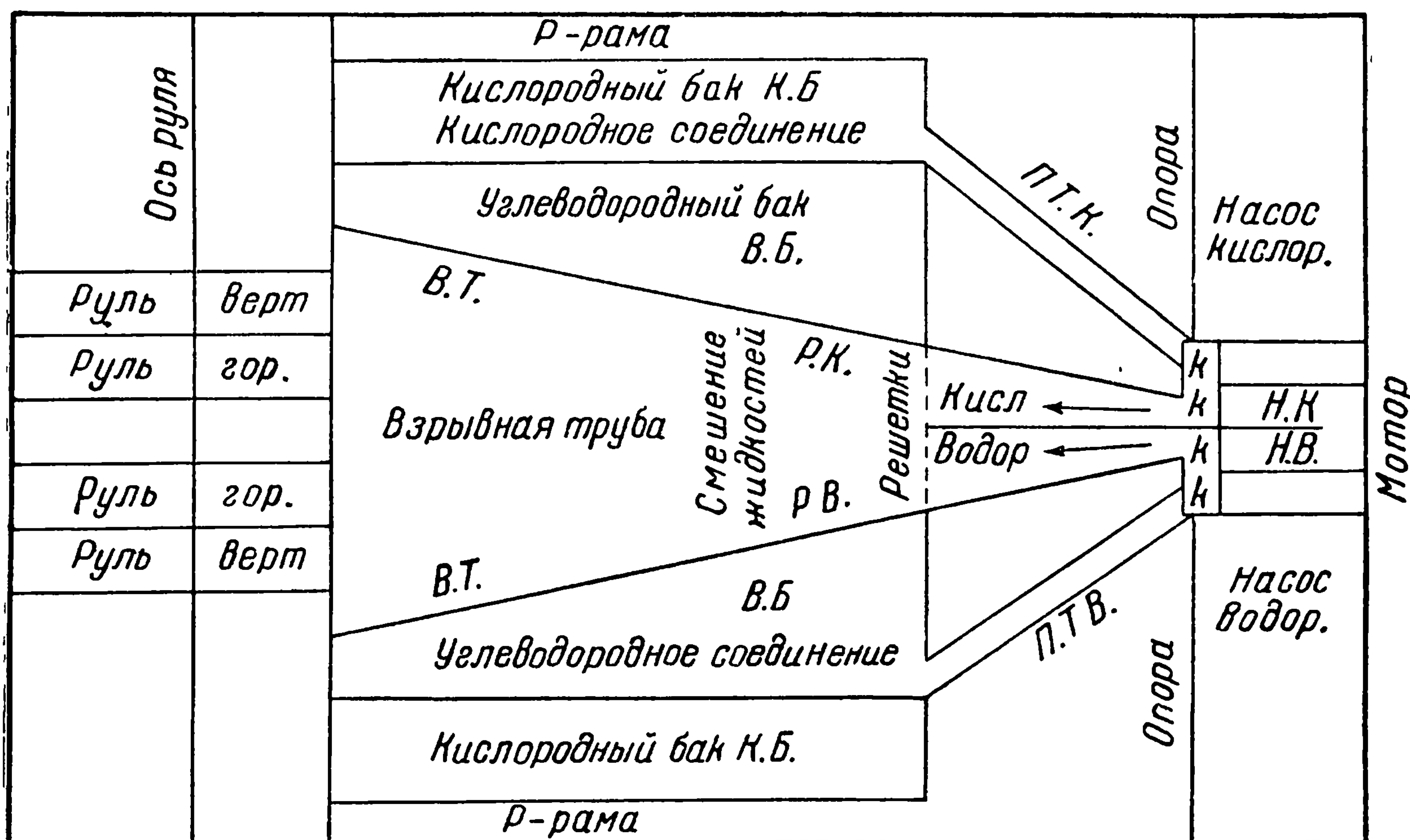
Начинаем описание справа налево.

1) *М* есть бензиновый мотор для выкачивания и накачивания жидкого воздуха, кислорода или его эндогенных соединений. Тот же мотор служит также и для накачивания водородных соединений. Глушитель следует устранить, а продукты горения выбрасывать назад по направлению, обратному предполагаемому движению. Это хоть немного увеличит реактивное действие ракеты. Впрочем, для опытов это неважно.

2) *Н. К.* и *Н. В.* —два насоса, приводимые в движение одним двигателем. Первый накачивает во взрывную трубу кислородные соединения, другой— водородные. Объемы их должны соответствовать полному соединению взрывчатых веществ. Объем кислородного цилиндра, вообще, больше водородного.

Окончательная регулировка может закончиться изменением хода одного из поршней. Регулировка имеет важное значение; если кислорода будет больше, чем нужно, то может загореться взрывная труба, если меньше, то даром будет пропадать горючее.

Определим отношение объемов насосных цилиндров в случае употребления бензина (C_6H_6) и жидкого кислорода (O_2). При сгорании получается вода (H_2O) и углекислый газ (CO_2). Для C_6 и получения CO_2 надо O_{12}, или 192 весовых части кислорода, а для H_6 надо O_3, или 48 частей. Всего 240 частей кислорода. Бензол же имеет 78 частей. Стало быть, кислорода надо по весу больше в 3,1 раза. При одинаковых (приблизительно) плотностях и объем кислорода будет втрое больше, чем бензола.



Черт. 1

Если взять соединения, которые содержат больше водорода, нап(ример) ожиженный этилен (C_2H_4), или скипидар ($C_{10}H_{16}$), то отношение будет больше, но мало изменится. Так, для маслородного газа (C_2H_4) оно будет 3,4. Для скипидара (терпентинное масло) оно близко к 3,2 (предполагая одинаковые плотности). Но при употреблении жидкого воздуха, в котором много азота, объемное количество кислорода насоса может увеличиться в 5 раз, и отношение объемов цилиндров дойдет до 15. Но часть азота обыкновенно удаляется, и потому это отношение гораздо меньше и может дойти до 4—5. Эндогенные соединения кислорода (например, азотный ангидрид N_2O_5) также это отношение увеличивают, но очень немного. Так это соединение доводит отношение кислородного соединения к водородному (бензину) до 4,2.

Если вталкивать каким-нибудь способом угольный порошок, т. е. чистый углерод ($C = 12$), то количество кислорода (O_2) окажется только

в $2^3/_4$ раза больше, чем угля. Если же последний плотен, как алмаз, то кислорода по объему потребуется даже меньше, чем углерода.

3) *kk*, *kk* — насосные клапаны. У одного насоса два кислородных клапана, у другого — два водородных (т. е. пропускающих водородное соединение). Клапаны находятся на некотором расстоянии от места взрыва (*Р.К.*, *Р.В.*) и потому портиться от нагревания не могут. Кроме того, кислородная смесь очень холодна, а водородное соединение охлаждено сильно ею же, почему жар взрыва не доходит во вредной степени до насосов и клапанов. Клапаны, ведущие во взрывную трубу, захлопываются с ужасной силой в момент взрыва. Только тогда, когда уменьшится давление в трубе и продукты взрыва частью улетят, частью разредятся, могут открыться клапаны и двигаться поршни, чтобы дать трубе новую порцию взрывчатых веществ (вернее их называть элементами взрыва, так как отдельно они не взрываются, как, например, порох или нитроглицерин, и потому совершенно безопасны). Отсюда видно, что секундное число оборотов двигателя (или ходов поршня) не может быть выше меры, определяемой опытом. Отсюда и необходимость переменной передачи. Если, например, придется число оборотов уменьшить в 5 раз, то передача должна этого достигнуть, чтобы мотор экономно работал. Но того же можно достигнуть, уменьшив объем каждого насоса в 5 раз или же ход поршней во столько же раз. Первое выгоднее. Тогда переменная передача или переменный ход поршней может понадобиться только в будущем для изменения силы взрывания.

4) *П. Т. К.* и *П. Т. В.* — проводные трубы для кислорода и водорода. Они идут от баков и оканчиваются у насосов. Они не подвергаются давлению взрыва, как и баки, и потому могут быть устроены из тонкого материала.

5) *Р. К.* и *Р. В.* суть решетки с косыми дырами для лучшего смещения углеводорода с кислородной смесью. Начало взрывной трубы перегорожено пополам. По одной половине устремляется кислородная смесь, по другой — углеводород. Тут они холодны и смешаться не могут.

Смешение и взрыв происходят далее, за решетками, где множество разнородных струй приходят в столкновение и смешение. Накаленная в этом месте (еще ранее) труба побуждает их к химическому соединению или взрыву. (Для первых опытов нужно иметь электрический или другой запал, накаляемый при начале опытов, пока не накалилась перегородка.) Цель перегородок — удалить клапаны от чрезмерного жара, несколько охладить взрывную трубу и уменьшить (уравнять) силу взрыва и его давление на дно трубы.

Если дыры в решетке очень мелки и их много, то взрывание будет чересчур быстро, взрывной толчок ужасен, и труба может пострадать. Число и размер дыр надо определить опытом, начав с дыр крупных, уменьшая их до возможной степени и увеличивая одновременно их число.

Направление их или взаимный наклон также измеряется до получения лучшего результата.

6) *В. Т.* — взрывная труба конической формы. Эта расширяющаяся к выходу форма сокращает длину трубы. Опыт должен определить наиболее выгодную степень ее расхождения, или угол конуса. Очень большой угол сильно сократит длину, но, разбрасывая взрывчатые вещества в стороны, меньше их использует.

Взрывная труба должна быть сделана из материала прочного (даже при высокой температуре), тугоплавкого и несгораемого; хорошо, если он также и лучший проводник тепла.

Доступнее сделать трубу из двух оболочек: первая — внутренняя, очень прочная и тугоплавкая, вторая — менее тугоплавкая, но тоже прочная и хорошо проводящая тепло. Благодаря этому, страшное нагревание трубы поблизости решеток будет быстрее уноситься наружной трубой в обе стороны и будет полезно обеим сторонам трубы: справа будут подогреваться холодные, еще не смешанные жидкости, а слева — расширяющиеся и охлаждающиеся оттого потоки газов. Нагревание прибавит им скорости, что и нужно. Кроме того, труба охлаждается еще и жидкостями. Нефть (водородное соединение) охлаждает трубу и сама охлаждается смесью жидкого кислорода.

Опыт заставит нас многократно менять материалы, взрывные вещества и устройство трубы.

7) *В. Б.* и *К. Б.*—внутренний водородный или нефтяной бак, окружающий горячую часть взрывной трубы, и наружный, окружающий водородный бак и охлаждающий его своим жидким кислородом. Баки не должны свариваться со взрывной трубой, так как она подвержена взрывным толчкам и потому будет рвать баки в случае тесного соединения их стенок с трубой. Герметическое соединение с нею возможно при волнистых стенках бака.

8) *Р*[*уль*] *в*[*ерт*]. и *Р*[*уль*] *г*[*ор*]. —рули против выходного отверстия взрывной трубы. Так как будущий аппарат летит то в воздухе, то в пустоте и опускается на землю планированием (после того, как израсходует весь взрывной материал, или после того, как с намерением прекратит взрывы), то рули должны действовать одинаково хорошо как в воздухе, так и в пустоте. Также и при неподвижности привязанного аппарата во время первых опытов. Перед опытами прибор должен висеть на веревке, привязанной нижним концом к центру его тяжести, чтобы иметь безразличное равновесие. Сильно наклоняться он не может, так как этому мешает близкий пол (почва или помост). При первых опытах в помещении (или наружи) измеряется только средняя реактивная сила или отдача, возбуждаемая рядом почти сливающихся взрывов. Это есть тяга прибора или стремление его вперед. Конечно, при этих опытах прибор укрепляют так, чтобы он не мог вертеться и только натягивал заднюю веревку

с динамометром. Потом упражняются в рулях. Делают свободным вращение аппарата и, маневрируя рулями, стараются дать ему определенное направление и стремятся сохранить его. Сначала упражняются с одним вертикальным рулем. Хотя снаряд и будет немного наклонен, но направление его в горизонтальной плоскости мы будем менять по желанию. Потом пускают в дело и горизонтальный руль, состоящий из двух плоскостей (вроде раздвоенного хвоста некоторых птиц) и двойной штанги для ручного управления. Таким способом пытаемся направить продольную ось ракеты независимо от пола. Даем, напр[имер], снаряду полную горизонтальность. Боковая устойчивость достигается взаимным наклоном частей горизонтального руля, что достигается расхождением рычагов двойной штанги. Тут нет ничего нового: все как у самолета. Эти же рули (они могут выходить за пределы трубы) служат также в пустоте при взрыве или даже без взрыва, но при стремительном движении снаряда в воздухе по инерции, когда он возвращается на землю планированием.

9—10) Рама *Р* и перекладина на раме, или опора *Оп*. Взрывная труба в ее узком начале должна быть особенно массивна. Тут у нее есть выдающаяся часть, которая и опирается на перекладину рамы. Опора выдерживает на себе частый ряд могучих толчков, сливающихся в одно сильное давление, которое должно выдерживать перекладина и рама. Для успешности этого число свободных вибраций перекладины не должно быть кратным числу оборотов мотора, или числу взрывов. В противном случае раскачается и сломится даже очень крепкая опора.

Взрывание не может быть вполне равномерным, и ввиду массивности всей системы и большого числа взрывов в секунду (до 25) получится некоторое среднее давление, которое и определится силомером. Нам выгодно, чтобы сила взрывания (или тяга), приходящаяся на единицу массы утрачиваемых в секунду взрывных веществ, была наибольшей. Путем бесчисленных опытов мы этого должны добиться. Также целости и легкости всего аппарата. Целость достигается прочностью материала и другими его качествами, его формой (или устройством), хорошим охлаждением, обширностью взрывной части трубы (взрывная полость, что поблизости решеток) и уменьшением порции взрывных веществ и их силы. Взрывную полость нужно сокращать понемногу, понемногу же увеличивать и разовую порцию накачиваемых веществ.

РАЗМЕРЫ И КОЛИЧЕСТВА

Полагая тонну на весь снаряд на запасы взрывчатых материалов и управителя, практические результаты, т. е. возможность полета, получим уже при расходовании в секунду 0,3 кг взрывных веществ. (См. мое «Исследование» [19]26 года, стр. 77) [2].

Работа накачивания будет менее одной метр[ической] силы (там же, стр. 108) [3]. Отсюда видно, что на мотор выходит горючего в несколько сотен раз меньше, чем на взрывную трубу, и потому реактивное действие двигателя (выброски газов назад) почти незаметно в сравнении с трубой.

Расчеты сделаем не на 0,3 кг, а на 1 кило[грамм]. Узнаем в таком случае объем двух насосных цилиндров (вместе), предполагая единицу плотности взрывающихся веществ, что не очень далеко от истины.

Если мотор делает 25 оборотов в секунду, то каждый оборот должен давать 40 куб. см. Значит, оба насоса вместе имеют объем куба с ребром в 3,4 см. Насосы, очевидно, крохотные. Но благоразумнее начать с меньшего количества взрывных веществ, напр[имер] с 0,1 кг.

Объем этого материала будет равен кубу с ребром в 1,6 см (16 мм). Ясно, что весом насосов мы можем совершенно пренебречь, тем более что они не подвержены сильному давлению.

Опыт покажет, может ли небольшая сила вгонять во взрывную трубу столько или более материала. Расчет в моей книжке сделан на 100 атмосфер непрерывного давления, между тем как, при быстром смешении и малости взрывной полости, оно может доходить до 3—5 тысяч атмосфер. Но когда развивается подобное давление, то клапаны им запираются, насос не действует и поршень лишь сжимает жидкость или пружинный шатун (примыкающий к поршню стержень) немного сжимается под влиянием движения мотыля (кривошипа). Однако это настолько краткий момент, что насос его почти не замечает. В этот момент газы вырываются, давление в трубе и на клапаны ослабляется и насос работает, как ни в чем не бывало.

Трудно теоретически определить наиболее выгодный диаметр начала взрывной трубы, но он не может быть меньше примерного размера насосов. То есть диаметр трубы не менее 2—4 см. Значит, площадь от 4 до 16 кв. см. Наибольшее давление на дно, предполагая 3000 атмосфер, не превысит 12—48 тонн. Но это только на короткий миг (удары). Нам достаточно среднее давление в одну тонну.

И при этом уже возможны полеты. При конической трубе еще прибавляется составляющее продольное давление, благодаря наклону трубных стенок. Значит, среднее давление на дно может быть меньше одной тонны.

Но сильное давление на короткий момент или толчки не выгодны, так как заставляют делать массивнее взрывную трубу и клапаны, что увеличивает тяжесть ракеты. Поэтому смешение не должно быть тщательным. Надо начать опыты с решеток не очень мелких, чтобы избежать мгновенного взрыва и ужасных ударов, хотя ввиду присутствия внешнего атмосферного давления выгоднее быстрый взрыв и большое давление. Дабы уменьшить разрушительные для трубы удары, можно ее сделать сначала просторнее и крепче, чем по расчету.

Мотор, накачивающий горючее и кислород, будет работать почти впустую, а массивность трубы нужна будет только для коротких толчков. Но для начала можно пренебречь экономией веса. Потом надо стремиться удлинить моменты давления, чтобы они занимали, по крайней мере, половину всего времени, или столько же, сколько моменты слабого или нулевого давления. Для этого придется или участить число движений насосов, или увеличить их объем. Первое выгоднее, так как даст более равномерное давление. Тогда использование массивности трубы будет больше, так как среднее реактивное давление пропорционально увеличится. Работа же мотора возрастает не сильно, так как вкачивание должно совпадать с наименьшим давлением в трубе, которое бывает после взрыва. Только движение поршней будет прерывестее и пружинность шатуна или мотыля должна увеличиться.

Крепость трубы используется тут тем, что усилится ее действие или получится большее среднее реактивное давление при том же весе трубы. Но можно, не усиливая реактивное действие, уменьшить массу трубы, увеличивая число взмахов насоса и уменьшая в то же время их объем.

Но возвратимся к первым опытам и первым скромным числам. Скорость движения струи в насосах, при площади сечения от 2 до 8 кв. см, будет от 50 до 125 см в секунду (объем насосов от 4 до 40 куб. см). Число оборотов мотора — 25 в секунду.

При выходе из трубы газы не могут иметь менее одной атмосферы давления. Если положить разрежение в 1300, то абсолютная темпер[атура] выходящих из взрывной трубы газов будет 625 или 352° Ц («Исследование» [19]26 г., стр. 33) [4]. Значит, вылетающие газы в атмосфере еще будут очень горячи, и использование тепла (обращение его в движение) будет никак не более 95%, а на самом деле гораздо меньше, ибо температура выходящих газов будет, вероятно, много выше. Их скорость не будет превышать 3—4 км в секунду (там же, стр. 42) [5]. Надо добиваться наибольшей скорости, что возможно только при определенных размерах трубы. Широкое основание трубы безопаснее, но дать наибольших скоростей такая труба не может.

В редких слоях воздуха или в пустоте разрежение может быть очень высокое и будет зависеть от размеров и формы трубы. Температура уходящих продуктов горения будет очень низкая, использование температуры наибольшее и скорость максимальная. Но нам придется начать полеты в атмосфере, и потому рассчитывать на выгоды пустого пространства мы можем только потом, когда достигнем успеха в воздухе. В пустоте, напр[имер], наибольшее давление газов в трубе может быть очень малым, и мы ничего от этого не потеряем (См. «Исследование»...). Из этого видно, что со временем, поднявшись в разреженные слои атмосферы с помощью массивной трубы, мы можем ее отбросить от себя и продолжать полет при помощи трубы более легкой, с малым давлением. Но

малое давление (сжатие в атмосферах) заставило бы переделать трубу: при выходе из атмосферы сделать ее шире и длиннее, без изменения общего веса, ибо стенки при этом утоньшатся. Такое изменение в пути невозможно, а потому труба, приспособленная к воздушному давлению, остается без изменения и в пустоте. Было бы полезно ее удлинить, т. е. сделать насадку на конец трубы, что, может быть, и будут делать в разреженных слоях воздуха и вне атмосферы. Это возможнее.

Есть еще способ высшего использования энергии взрывания: уменьшить в пустоте расход взрывчатых веществ в секунду. Но это возможно только в ограниченном размере, смотря по начальной силе взрывания в атмосфере. Она может быть так мала, что и уменьшать будет нечего. Все же, по мере увеличения ракетной скорости, силу взрывания в пустоте можно ослаблять почти до нуля.

Какова же будет толщина стенок и вес взрывной трубы?

Давление газов (на кв. сантиметр) с удалением от начала трубы быстро падает вследствие их разрежения и происходящего от того охлаждения. Распределение плотностей и температур в трубе подобно такому же распределению их в отвесном столбе атмосферы, хотя полной тождественности и нет. Действительно, хотя газы первое время (т. е. на некотором протяжении от начала трубы) и расширяются, но температура их не понижается и равна температуре диссоциации продуктов горения. Это оттого, что сначала только часть элементов соединяется химически, другая находится в состоянии разложения, ибо полному химическому соединению мешает высокая температура (3—4 тысячи град[усов] Цельсия). Когда же соединение всех элементов закончится, газы будут расширяться и охлаждаться как в столбе атмосферы.

Отсюда видно, что только начало взрывной трубы подвержено сильному давлению. Мы будем рассчитывать вес трубы и толщину ее стенок лишь на 1 метр длины и на постоянное давление в 3000 атмосфер, хотя среднее давление, в особенности при первых опытах, будет гораздо меньше.

Если диаметр трубы в несколько раз больше толщины ее стенок, то можно принимать (при обыкновенном хорошем материале), что вес сосуда в шесть раз больше, чем вес сжатого в сосуде воздуха (или газа плотности и упругости воздуха). Но здесь этот закон не применим, так как толщина стенок составляет значительную часть диаметра трубы. Зато, при нашем расчете на достаточную поперечную прочность, продольная прочность окажется избыточной (т. е. гораздо больше, чем нужно).

Произведем же расчеты.

$$\delta = R - r. \quad (1)$$

Здесь даны толщина стенок трубы и радиусы ее: наружный и внутренний. Далее

$$q = 2(R - r)\frac{\sigma}{n}. \tag{2}$$

Тут показаны: сопротивление материала трубы на протяжении единицы ее длины, коэффиц[иент] сопротивления металла и желаемый запас прочности. Давление газов на том же протяжении будет:

$$p = 10^3 \cdot p_a \cdot 2r, \tag{3}$$

где p_a есть давление в метрических атмосферах. Приравнивая это давление с сопротивлением, из (1), (2) и (3) получим:

$$\frac{R - r}{r} = \frac{\delta}{r} = 10^3 \cdot p_a \cdot \frac{n}{\sigma}. \tag{4}$$

Положим тут $p_a = 3000$; $n = 6$; $\sigma = 60$ кг на кв. мм $= 6 \cdot 10^6$ г на 1 кв. см. Теперь найдем $\delta : r = 3$. Значит толщина стенок будет в 3 раза больше внутреннего радиуса трубы или в полтора раза больше ее внутреннего диаметра. Но есть материалы, вдвое более прочные, и запас прочности, ввиду меньшего давления в трубе, можно также уменьшить вдвое. Тогда толщина стенок составит только $^3/_8$ радиуса, или $^3/_4$ диаметра.

Вес трубы будет:

$$G = \pi(R^2 - r^2) \cdot \gamma \cdot 100. \tag{5}$$

Это на протяжении 100 см; γ есть тут плотность материала. Мы принимали $2r$ от 2 до 4 см.

Из (5) и (4) найдем:

$$G = \pi p_a \cdot \gamma r^2 \left(10^3 \cdot p_a \cdot \frac{n}{\sigma} + 2\right) \cdot 10^5 \cdot \frac{n}{\sigma}. \tag{6}$$

Мы принимали внутренний диаметр трубы от 2 до 4 см, или радиус от 1 до 2 см. Значит, формула (6) даст при обычном материале и большом запасе прочности для веса трубы от 37,7 до 150,7 кг. А для очень крепкого материала и меньшем запасе прочности — от 5,2 до 20,7 кг. Но можно обойтись без формулы (6). Действительно, $r =$ от 1 до 2 см, $\delta =$ от 3 до 6 см, $R =$ от 4 до 8 см. Значит, вес трубы по форм[уле] (5) будет $2512 \cdot (R_2 - r^2)$, или от 37,7 до 150,7 кг. Так же можно получить вес трубы, когда толщина $^3/_8$ внутр[еннего] радиуса.

Что же выходит? Наибольший вес трубы не превышает 151 кг, и это при трате одного килограмма взрывчатых веществ в секунду. Это более чем достаточно для заатмосферных полетов при полном весе ракеты в 1 тонну. Все остальное весит очень немного. Вес мотора с насосами и трубами — не более 10 кг. На раму, баки, рули, пилота и проч[ее] поло-

жим 140 кг, и того всего будет около 300 кг. На взрывчатые вещества останется 700 кг, т. е. вдвое больше.

Для первых опытов и даже для полетов в стратосфере и пустоте этого может быть довольно. 700 кг водородных и кислородных соединений хватит на взрывание в течение от 700 до 7000 секунд, или от 11,7 минут до 1 часа 57 минут.

И труба и весь снаряд, при опытах на месте, могут быть еще легче: до 100 кг.

Кислородное эндогенное соединение или смесь

На первое время можно употребить жидкий воздух. Примесь азота ослабит взрыв и понизит максимальную температуру. Со временем количество азота следует понемногу убавлять. Температура от этого повысится немного ввиду явлений диссоциации. Холодная жидкость, входя в отделение взрывной трубы, весьма полезна для ее охлаждения. Жидкий воздух очень дешев и может быть еще дешевле.

Плотность его близка к единице, теплота испарения ничтожна (65), температура — 194, теплоемкость невелика. Нагревая и испаряя его, мы немного теряем энергии, тем более что она получается от перегретых частей трубы, охлаждение которых совершенно неизбежно.

Выгоднее жидкого воздуха был бы азотный ангидрид (N_2O_5), если бы не его дороговизна, химическое действие, неустойчивость и ядовитость. В нем кислорода втрое больше, чем азота. Притом это есть эндогенное соединение, и потому оно при разложении выделяет тепло, его пришлось бы и подогревать, так как при обыкновенной температуре он тверд. Не порекомендуют ли знаменитые немецкие физики более подходящие эндогенные соединения кислорода! Но понемножку жидкий воздух можно заменить кислородом (из воздуха), который во всех отношениях лучше N_2O_5. Его температура в открытом сосуде — 182°Ц. Жидкий кислород из воздуха почти чист.

Водородное соединение

Жидкий водород вообще неприменим, в особенности на первое время. Причина: дороговизна, низкая температура, теплота испарения, трудность хранения. Практичнее употребить углеводороды с возможно большим относительно количеством водорода. Энергия их горения почти такая же, как разделенных водорода и углерода. Продукты горения парообразны или газообразны. Только примесь углерода повышает температуру горения, вследствие его большей трудности диссоциации.

Но углеводороды с наибольшим процентом содержания водорода газообразны, как, напр[имер], метан (CH_4), или болотный газ. Обра-

щается он в жидкость трудно и на первое время не применим, хотя в нем водорода только в 3 раза (по весу) меньше, чем углерода. Подходящее будет бензол (C_6H_6), хотя в нем углерода в 12 раз больше, чем водорода. Еще доступнее нефть с возможно большим содержанием водорода. Она даже дешевле жидкого воздуха. Нефть есть смесь углеводородов. В предельном углеводороде (C_nH_{2n+2}) водород составляет не менее шестой доли (по весу) и не более третьей. Повторяем, что все углеводороды, в отношении химической энергии, могут считаться, приблизительно, за смесь водорода с углеродом. Плотность их большею частью меньше единицы. Все они выделяют летучие продукты и потому пригодны для ракеты.

Максимальная скорость продуктов горения, при замене водорода углеводородами, немного уменьшается: примерно, с 5 км [в сек.] до 4 км [в сек.] (см. «Исследование», стр. 16)[6]. Это при кислороде, содержащем немного азота.

Температура

Для начала, чем она будет ниже, тем лучше, так как легче найти материалы для взрывной трубы. Примесь азота к кислороду поэтому полезна. Холодность жидкого воздуха и охлажденной им нефти — так же, хотя это охлаждение заставляет нас терять энергию. Но углерод[7] нефти температуру горения возвышает. В этом отношении выгоден был бы чистый водород, к которому, может быть, и перейдут со временем. Может быть, найдут его выгодные эндогенные соединения. Очень был бы выгоден одноатомный водород (H); если верить сведениям, то он выделяет на 1 грамм, при образовании двухатомного водорода (H_2), 50 000 калорий, т. е. почти в 16 раз более, чем грамм гремучего газа (см. мое «Исследование» 1903 г.)[8]. Отсюда видно, что существуют практические источники энергии, в десятки раз более энергичные, чем самые могучие из известных (как гремучий газ, окисление кальция и другие).

Сколько бы ни выделяли тела тепла при горении, их температура не может превышать температуры диссоциации. Для воды же она гораздо ниже, чем для углекислого газа. Все же приходится предпочесть пока нефть, богатую водородом, ввиду ее доступности. Притом высокая температура горения углерода несколько понижается от присутствия паров воды, которые разлагаются этой высокой степенью тепла.

В общем, если бы не было искусственного и естественного охлаждения трубы, высшая температура ее могла бы достигать 3000° Цельсия. Но газы, после смешения, взрывания и достижения высшей температуры, устремляются к выходу, все более и более расширяясь и от того охлаждаясь: беспорядочное тепловое движение, благодаря направляющему действию трубы, превращается в согласное, механическое, струйное. В пустоте температ[ура] вылетающих газов должна бы достигнуть абсолютного

нуля, так как там расширение не ограничено внешним давлением. В атмосфере же, при достаточно длинной конической трубе, темпер[атура] понизится до 300—600° Ц. Средняя темпер[атура] взрывной трубы поэтому не может быть очень высока: ведь тепло от накаленных ее частей быстро убегает к холодным. Кроме того, труба непрерывно охлаждается снаружи и внутри. В самом деле, в перегороженную ее начальную часть проникают непрерывной струей две очень холодные жидкости: жидкий воздух и охлажденная им же нефть. А наружные стенки трубы еще охлаждаются холодной нефтью, которая сама охлаждена окружающим ее жидким воздухом. Отсюда видно, что лишь центральная часть газового столба во взрывной трубе может иметь высшую температуру, части же его (продукты горения), прилегающие к стенкам, имеют температуру умеренную, так как охлаждаются холодной (вернее — не очень накаленной) трубой.

Материалы взрывной трубы

Не может ли и при этих условиях расплавиться и загореться труба? Или хотя бы ее часть, подверженная высшей температуре? Горению металла (т. е. соединению его с кислородом или другими веществами) в начале трубы мешает низкая температура жидкостей и холодные стенки трубы. Перегородка тут препятствует химическому процессу, а значит и выделению (рождению) тепла. Уже за перегородкой происходит смешение и горение. Тут температура достигает максимума. Но кислород быстро поглощается водородом и углеродом, не имея возможности сильно действовать на охлажденный металл трубы и соединяться с ним химически. При избытке водорода смесь даже обладает восстанавливающей силой, т. е. раскисляет металл. Сравнительно низкая температура стенок трубы даже мешает их расплавлению. Но не мешает применить перемешивание нефти.

Безопасность взрывной трубы можно видеть из техники сваривания железа ацетилено-кислородным пламенем. Температура его выше температуры горения наших взрывных веществ, ибо берется чистый кислород, и ацетилен (C_2H_2) содержит много углерода. При избытке водорода (т. е. его соединения — ацетилена) железо не только не горит, но даже окись его восстановляется. Оно и не плавится, если его охлаждать хотя бы водой с задней стороны, так как не может достигнуть температуры плавления. Большие массы металлов затруднительно сплавлять, ибо их прежде нужно сильно нагреть.

Все же мы должны стремиться к тому, чтобы материал трубы был не только крепок и тугоплавок, но и обладал хорошею теплопроводностью, также малым химическим сродством с кислородом и другими элементами, входящими в состав взрывчатых веществ.

Много тел имеют высокую температуру плавления. Например, вольфрам плавится при 3200° Ц. Но металлы такие редки, дороги и обработка их в больших массах пока невозможна в силу именно их тугоплавкости. Пока от подобных материалов приходится отказаться. Начать придется с простого железа. Температура его плавления в чистом виде 1700° Ц, стали — меньше (около 1200—1300). А нам ее как раз и придется употребить ввиду ее крепости. Чтобы ее увеличить, можно сплавлять ее с вольфрамом, хромом, никелем, марганцем, кобальтом и т. д. Тут нужны указания специалистов, каких не мало среди немцэв.

Полезно было бы покрыть стальную трубу слоем хорошо проводящего тепло металла, вроде красной меди, алюминия и проч[ее] (для лучшего охлаждения трубы). Но эти вещества обыкновенно или легкоплавки или непрочны. Поэтому такой прием не экономен в отношении веса. Разве металлурги укажут нам подходящий для того материал. До тех же пор придется обойтись без этих покрышек и довольствоваться лучшим сортом стали и ее теплопроводностью, которая, по-видимому, достаточна для первых опытов.

Если бы даже взрывная труба в месте ее высшей температуры немного и пригорела, то и то была бы беда не очень значительная. Ведь толщина ее стенок тут как раз наибольшая.

Сделаем еще обозрение работы всей машины, чтобы лучше судить о необходимых качествах разных материалов, входящих в ее состав.

Пускаем бензиновый мотор вхолостую. Заметим, что для уменьшения массивности его маховика полезно сделать двигатель многоцилиндровым, напр[имер] двухцилиндровым двойного действия.

Сцепляем мотор с двойным насосом, который начнет выкачивать из баков страшно холодные жидкости и вгонять их в перегороженное начало трубы. Начнутся взрывы. (Собственно, ряд холостых выстрелов.) Часть трубы за перегородкой накалится, и тепло будет распространяться по трубе в обе стороны, значит и на перегороженную часть. Поэтому жидкости, еще не доходя до перегородок, будут нагреваться, обращаться в газы и пары.

Через решетки уже будут вырываться газообразные вещества более или менее плотные. Смешение этим облегчится, так что, может быть, не понадобятся и решетки. Но начало взрывной трубы, клапаны и насосы будут в прохладе и потому пострадать никак не могут. На них пойдут обыкновенные материалы.

Каждый взмах насоса дает взрыв. Сгущенная взрывная волна, дав могучий толчок трубе и соединенной с ней раме, распространится вдоль трубы в виде расширяющейся и охлаждающейся от этого газовой массы. До конца трубы, при атмосферном давлении, доходит не очень горячий газ с температурой в 300—600° Ц. Во всяком случае ее легко вынесут металлические рули. В пустоте же температура окажется совсем низкой,

в зависимости от расширения трубы и длины ее. Частые взрывы (до 25 в секунду) сливаются в один и дают тягу (ряд отдач) или движение аппарату.

Успех опытов на месте (в станке) в следующем:

1. Аппарат должен оставаться целым, а взрывная труба не должна доходить до полного разрушения после израсходования всех взрывчатых веществ.

2. Массивность аппарата при этом должна быть наименьшей.

3. Реактивное давление должно быть наибольшим, согласно быстроте расходования продуктов взрыва и их качеству.

4. Для этого сгорание должно быть как можно совершеннее.

5. Также температура оставляющих трубу газов — наименьшей.

6. Прибор должен поворачиваться по желанию опытного управителя и сохранять желаемое направление.

7. Работа насосов не должна быть велика.

После опытов на одном месте и достижения успеха можно снаряд поставить на четыре колеса и катиться реактивным действием на аэродроме. Сначала он может быть обыкновенных размеров, но по мере увеличения скорости размеры его должны возрастать. Возможно, что придется воспользоваться в тихую погоду озером и глиссером, сняв колеса.

При 4-х колесах придется управлять одним отвесным рулем поворота, при двух колесах вдоль — рулями поворота и боковой устойчивости, наконец, при одном колесе — всеми рулями.

Затем с аэродрома или озера можно начать взлеты, не выходя за пределы тропосферы. Для облегчения этого следует к аппарату приспособить аэропланные крылья, а рули увеличить настолько, чтобы они могли служить для планирования и при отсутствии взрывания.

Дальнейшее уже описано мною в «Исследовании» 1926 года [9]. Впрочем, опытные работы могут повести нас и по иному пути. Они вернее направят нашу деятельность.

Безопасность работ

Все опыты надо производить умеючи и с крайней осторожностью. Запас элементов взрыва сначала должен быть очень небольшой: примерно для десятка взмахов, т. е. для десяти холостых выстрелов. Насосы можно взять наименьших размеров или ход их поршней сократить и приводить их в действие руками или ногами. После каждого опыта, т. е. немногих взрывов, осматривать состояние взрывной трубы, клапанов, рамы и всего аппарата. Только понемногу учащать число взрывов и их силу.

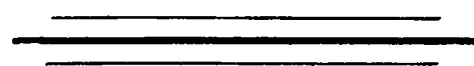
Для начала можно воспользоваться короткой цилиндрической взрывной трубой с постоянной толщиной стенок, потом такой же, но длиннее и с уменьшением стенок к выходному отверстию, далее — конической

с быстрым уменьшением стенок к концу. При наименьшем весе трубы (по расчету) надо ограждать ее на случай разрыва другой трубой.

Охлаждение, на первое время, можно делать водой (как охлаждаются пушки), запасы взрывчатых материалов держать друг от друга в отдалении, хотя только быстрое смешение этих запасов может дать опасный взрыв в помещении. Они же у нас лежат в разных сосудах и сами по себе совершенно безвредны (только сосуд с жидким воздухом должен иметь сверху отверстие для свободного испарения. Чтобы его меньше уходило, следует ограждать сосуды от проникновения внешнего тепла. В пустоте это легко, в воздухе же нужны сосуды на манер дюаровских. Впрочем, взрывание так недолго в космической ракете, что вне опытов эти предосторожности излишни, так как потери и при обыкновенных баках незначительны).

Учащая число взрывов и [увеличивая] порцию каждого заряда, в конце концов, прибегнем к мотору и к типу снаряда, более или менее близкому к нашему чертежу.

В сущности, мы имеем дело с частым рядом не очень сильных холостых выстрелов. Поэтому, если взрывная труба достаточно крепка или предохранена, то мы ничем не рискуем, производя свои эксперименты. Но опыты должны руководить нами. Ничего абсолютно верного мы не должны считать в наших теоретических указаниях.



ТРУДЫ О КОСМИЧЕСКОЙ РАКЕТЕ
(1903—1929 гг.)

Ценность моих работ состоит, главным образом, в вычислениях и вытекающих отсюда выводах. В техническом же отношении мною почти ничего не сделано. Тут необходим длинный ряд опытов, сооружений и выучки. Этот практический путь и даст нам техническое решение вопроса.

Длинный путь экспериментального труда неизбежен. Пока же могут быть даны только малозначащие схемы (см. чертежи и их описание) и приводимые тут указания, основанные на многочисленных формулах и вычислениях.

Самое название (ракета) уже указывает основу движения этого космического корабля. Сила непрерывного взрывания ракеты гораздо слабее орудийных выстрелов. Оно производит сзади давление на прибор и дает ему ускорение. Последнее рождает прибавочную кажущуюся тяжесть. Как ускорение, так и прибавочная тяжесть может быть невелика. Величина ее близка к земной.

Так как полет почти горизонтален, то прибавочная тяжесть, равная земной, увеличивает натуральную не более чем раза в полтора (при опорном движении в воздухе). Большое ускорение ракеты выгодно в отношении экономии взрывчатых веществ. Но с другой стороны невыгодно, так как увеличивает давление на прибор и человека. Усиленная тяжесть требует большей крепости снаряда или большей его массы и опасна для живого существа. Последнее требует его предохранения, что также увеличивает общий вес снаряда. Кроме того, большое ускорение увеличивает работу ракеты на движение в воздухе и нагревание ракеты от трения.

Предохранение человека производится погружением его в жидкость (если секундное ускорение снаряда более 20 м), плотность которой равна средней плотности существа. Количество жидкости не играет роли и может быть очень мало, если предохранительный сосуд имеет форму человека. Но самый сосуд должен быть достаточно крепок.

В жидкости человек теряет вес, как бы последний силен ни был. Поэтому в жидкой среде существо может выдержать огромное ускорение, т. е. большую относительную тяжесть. Только неравномерность плотности разных частей его тела (кости, кровь) ограничивает безопасную величину ускорения ракеты и возбуждаемую им тяжесть [1].

Одним словом, есть ускорение наиболее выгодное, и оно должно быть близко к земному, т. е. к 10 м в сек^2. При таком малом ускорении наклонный путь ракеты должен быть близок к горизонтальному. Выгоды малонаклонного движения огромны в сравнении с его невыгодами. Последние зависят от увеличения пути в атмосфере и увеличения оттого расхода энергии. Но так как сопротивление атмосферы вообще невелико по отношению к давлению на ракету и общей сумме потребной энергии [2], то мы и выбираем малонаклонный путь, как наиболее выгодный. Его преимущества в следующем: можно употребить малое ускорение, или малую силу взрывания; можно избавиться от предохранительного для человека сосуда; расход работы на сопротивление воздуха уменьшается от малой начальной скорости; ракета может быть легче от малой прибавочной тяжести.

Существует наклон наиболее экономический. Величина его — не более 10—20°.

Важную роль играет скорость вылетающих из взрывной трубы газов. Чем она больше, тем и окончательная скорость ракеты значительнее. Газы получаются, напр[имер], от горения в трубе смеси жидкого кислорода с нефтью. Они свободно расширяются, отчего охлаждаются, и часть теплоты превращается в механическую скорость. Но внешнее давление атмосферы мешает безграничному расширению газов и такому же их охлаждению. Если бы дело происходило в пустоте, за атмосферой, то расширяющиеся газы достигли бы температуры абсолютного нуля и вся тепловая энергия превратилась бы в движение. Тогда бы скорость вылетающих из трубы газов достигла наибольшей возможной величины. Расчеты показывают, что она достигла бы 4—5 км в секунду. Скорость артиллерийских снарядов, а стало быть и газов, при вылете их из дула, не более 1—2 км [в сек.] (Опыты Годдарда дали от 2,3 до 2,4 км в секунду). Эта малая скорость зависит от четырех причин: орудие недостаточно длинно, атмосфера препятствует безграничному расширению газов, употребляемые взрывчатые вещества выделяют мало энергии, и, наконец, часть ее поглощается движением тяжелого ядра.

Конечно, взрывание в ракете невыгодно производить без трубы, так как тогда реактивное давление газов на ракету будет направлено в разные стороны и движения ее не получится или будет очень слабо. Труба направляет поток газов в одну сторону и только при выходе из жерла газы расширяются во все стороны и потому бесполезно для ракеты. Ясно, что труба должна иметь огромную длину.

Однако длинная цилиндрическая труба может быть заменена очень

короткой конической, с углом раствора не более 30°. Это сокращает длину трубы во множество раз при отличном использовании тепла.

Выгодно употребление многих взрывных труб: во-первых, охлаждение лучше, во-вторых, тонкие трубы сравнительно легче и крепче, т. е. вес нескольких труб будет иметь меньшую массу, чем заменяющая их одна толстая труба.

Большую часть времени взрывания ракета мчится в разреженном воздухе или пустоте. Взрывающиеся материалы смешиваются в трубе и могут быть выбраны с наибольшей теплотою горения. Наконец, ракета не нуждается, как пушка, в ядре: она выбрасывает только газы. Вот почему ракета выбрасывает их в пустоте со скоростью 4—5 км в секунду. Сравнительно малый путь в атмосфере не дает для газов таких скоростей. Но, во-первых, движение ракеты может начаться с высоких гор, во-вторых, ей внешней силой, до взрывания, дают на тех же горах значительную поступательную скорость, что сократит ее путь над горами в плотном еще слое атмосферы.

Докажем, что ракета может приобрести любую скорость. Вообразим, для простоты выводов, что тяжесть отсутствует или что направление взрывания нормально к ней. Означим массу ракеты, без взрывчатых веществ, через единицу. Пусть и взрывная масса будет такая же. Равные массы, отталкиваясь друг от друга, приобретают, приблизительно, равные скорости. Значит, это даст ракете секундную скорость, близкую к 5 км. Если ракета возьмет с собой три части взрывчатых веществ, то скорость уже удвоится. Действительно, выбрасывая сначала 2 части взрывчатых материалов, мы остальным двум даем скорость в 5 км [в сек.]. Выбрасывая затем имеющуюся у нас еще одну часть, получим прибавку скорости 5 км в сек., а всего ракета получит уже 10 км скорости в секунду. Если будем последовательно брать такие запасы: 2—1 = 1; 4—1=3; 8—1=7; 16—1=15; 32—1=31, то получим следующие скорости ракеты: 5; 10; 15; 20; 25 [км/сек] и т. д., очевидно величина скорости неограничена. Второй скорости почти достаточно для удаления от Земли и перехода на ее годовую орбиту, третьей почти довольно для приближения к любой планете и даже блуждания среди солнц, Млечного Пути (разумеется, если ракета будет пущена по направлению годового движения Земли).

Спрашивается, можно ли брать такие запасы взрыва, которые превышают массу всего сооружения с человеком и всем необходимым, в три, семь и более раз?

Способ обычного ракетного взрывания не годится. В самом деле, тут реактивное действие взрыва, т. е. давление, передается всему резервуару, заключающему все запасы взрывания. От этого сам сосуд будет иметь массу, в несколько раз бо́льшую массы взрывных веществ, иначе резервуар окажется недостаточно крепким и взорвется. Таким образом, в обыкновенной ракете взрывная масса всегда будет составлять не более

10—20% массы ракеты, тогда как она должна быть во много раз больше массы ракеты.

Относительное количество взрывных веществ может быть громадным, если вещества будут нагнетаться в камеру взрывания по мере надобности, т. е. понемногу, напр[имер] по 100—200—1000 г в секунду. Сами по себе элементы взрыва, изолированные друг от друга, взорваться не могут. Нефть на стенки не давит. Жидкий же кислород, будучи открыт и свободно испаряясь, также не дает никакого давления. Значит заключающие их резервуары будут немного тяжелее бензиновых или керосиновых баков.

При этих условиях и при незначительном ускорении ракеты масса элементов взрыва может быть в десятки раз больше снаряженной ракеты [3].

Масса взрывной трубы и камеры, в ее начале, также невелика ввиду незначительного секундного количества взрывающихся веществ. Узкое начало трубы достаточно охлаждается нефтью, а последняя—кислородом.

Кроме того, выгоднее прерывистое (периодическое) нагнетание элементов взрыва, т. е. накаченный материал сначала взрывается и освобождает трубу, а потом уже другой толчок насоса наполняет трубу взрывающимися веществами и т. д.

В таком случае не потребуется очень большой работы для нагнетания элементов взрыва. Но полное число зарядов в секунду огромно для каждой трубы: примерно — 20 или 50. Толчки на снаряд уравниваются благодаря множеству труб. Вот еще выгода их многократности, кроме указанных.

Ракета входит в разреженные слои воздуха, затем попадает в безвоздушное пространство. При наклоне ее пути к горизонту на 12° и секундном ускорении в 10 м получим, приблизительно, такие скорости, расстояния и высоты в зависимости от числа прошедших секунд. Начальная скорость равна нулю, тяжесть увеличивается в полтора раза. Воздух играет роль опоры.

Времена в сотнях секунд:

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11

Секундные скорости ракеты в км:

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11

Пройденные расстояния в км:

10	40	90	160	250	360	490	640	810	1000	1210

Поднятие над горизонтом в км:

2	8	18	32	50	72	98	128	162	200	242

Прибавка высоты от кривизны Земли:

0,016	0,25	1,3	4	10	21	38	65	104	160	232

Отсюда видно, что уже через 200 секунд ракета попадает в слой воздуха, в три раза менее плотный, чем внизу (между тем как истраченная энергия взрывания составляет, примерно, 20 процентов полной). Через 300 сек. ракета почти избавляется от сопротивления атмосферы, ибо тут воздух разрежается раз в 14; спустя 1100 секунд (менее 19 минут) от начала полета ракета выходит их атмосферы и приобретает уже скорость, достаточную, чтобы стать на орбиту Земли и сделаться самостоятельной планетой, спутником Солнца. Взрывание по истечении 19 минут может быть прекращено. Ракета будет мчаться по инерции в пустоте, теряя скорость только от притяжения Земли или других небесных тел. Но оно остановить ее уже не может.

Все эти упрощенные выводы предполагают очень удлиненную плавную форму ракеты и достаточную опору в воздухе, благодаря ее скорости и соединению нескольких ракет их боками или плоским крыльям (см. мое [сочинение]: «Новый аэроплан»).

После прекращения взрывания ракета и все в ней находящееся как бы теряют тяжесть. Так кажется находящемуся в ракете человеку. Земля по-прежнему притягивает ракету и все находящиеся в ней предметы, что выражается в непрерывном замедлении их движения. Но эта тяжесть действует одинаково как на ракету, так и на человека в ней. Поэтому относительное положение их не изменяется. Они двигаются с одинаковой скоростью и не сближаются между собой, подобно сору, увлекаемому одним течением воды. Относительного падения нет, значит нет и тяжести.

Усиленная тяжесть, в первые 19 минут взрыва, не могла повредить организму: или по своей малости или благодаря предохранительным средствам ванны. Но не может ли повредить отсутствие тяжести? Действие ее выражается в увеличенном давлении столба крови и отягчении внутренних органов. Очевидно, отсутствие этого отягчения и давления также безопасно, как лежание или купанье. Тут тоже тяжесть как бы уничтожается. Наконец, если даже стояние вверх ногами не убивает организм, то, значит, и отсутствие тяжести не может этого сделать. Прилив крови к мозгу, без сомнения, увеличивается, и недостаток тяжести может также вредно сказаться для человека, как лежанье в постели. Однако лежать можно годами и остаться в живых. Молодой организм ко всему приспособляется. Свобода от тяжести только может утомить, как и долгое лежанье. Впрочем, вращение ракеты и центробежная сила, от того происходящая, могут нам возвратить тяжесть и притом любой величины.

Перейдем к дыханию. Пространство внутри ракеты должно быть плотно закрыто, в противном случае газ через малейшую щелку быстро улетучится, т. е. уйдет из ракеты и рассеется в небесном пространстве. Кроме того, нужен непрерывный приток кислорода, так как человек обращает его дыханием в углекислый газ. И другими своими выделениями

он портит воздух. Но у нас есть запас жидкого кислорода. Кроме того, множество веществ способно его выделять от подогревания и других причин. Углекислый газ и прочие выделения человека также способны поглощаться щелочами и обезвреживаться разными веществами. Но лучше всего очищать нашу маленькую атмосферу растениями, как это происходит на земном шаре. Попутно получим и пищу, т. е. плоды от растений.

Приобретение ракетой космических скоростей чрезвычайно облегчится введением ракетных поездов и особых дорог для них, ведущих на гору (см. мое [сочинение]: «Ракетные поезда»)[4].

Человечество со временем заселит околосолнечное пространство. Но это произойдет не сразу, а путем труда и многих жертв. Полная солнечная энергия в 2 миллиарда раз больше получаемой Землей. Люди воспользуются этим богатством, хотя и нелегок будет путь к нему. Но человечество уже вступило на эту дорогу. Теперь производят опыты с реактивными автомобилями, санями и самолетами. Они научат нас выгодному взрыванию и управлению. К земному транспорту в низших слоях атмосферы реактивные приборы не применимы, потому что дадут неэкономические результаты. Затем будем ждать от жизни следующих шагов реактивного дела.

1. Реактивного автомобиля с двумя колесами (на одной оси) и уменья управлять двумя рулями.

2. Реактивного автомобиля на одном колесе и уменья управлять еще боковой устойчивостью.

3. Такого же автомобиля с крыльями, умеющего взлетать и затем спускаться планированием. Автомобиль превратится в реактивный аэроплан. Но надо помнить, что для замены обыкновенного самолета он не экономен.

4. Такого же аэроплана с кабиной, не выпускающей кислород, и со снарядами, дающими возможность человеку дышать в изолированной кабине.

5. Взлеты на высоту выше 12 км и даже за пределы атмосферы с последующим планированием и спуском на Землю без употребления взрывания.

6. Продолжительное пребывание вне атмосферы, на круговой орбите (состояние маленькой луны), и безопасное возвращение планированием без расхода взрывных веществ.

7. Приспособление растений в ракете для очищения воздуха и получения пищи.

8. Начало развития техники вне атмосферы.

9. Использование солнечной энергии и давления света для перемещения в эфирном пространстве. Точные расчеты показывают, что килограмм массы зеркала при его поверхности в 10 кв. м, на расстоянии

Земли, получает от действия света в течение года прибавку скорости двух килом[етров] в секунду. Но где нет тяжести, там зеркала могут [получить] еще больше, при той же массе. Вращением тончайших зеркал (вообще пластин) можно придать им натяжение, гладкость и сопротивляемость в нормальном к ним направлении. Так что межпланетные путешествия вполне обеспечены, если только существует давление света.

10. Переселение в области эфира между орбитами Земли и Марса или другими орбитами, более подходящими.

11. Могущественное развитие техники в эфире. Чрезвычайное размножение и усовершенствование населения.

12. Постепенное использование и занятие небольших тел планетной системы, начиная с самых наименьших астероидов и спутников.

13. Удаление к иному солнцу при ослаблении и погасании нашего. Сколько тысяч лет поглотит этот путь у нас — предвидеть трудно.



НОВЫЙ АЭРОПЛАН

1. Представьте себе сильно надутую воздухом или кислородом поверхность вращения в виде веретена. Диаметр его поперечного сечения не меньше двух метров, длина не меньше 20 м.

Параллельный ряд таких веретен смыкается боками и образует волнистую квадратную пластинку с зубцами сзади и на концах (см. чертежи [фиг. 1]. Они по порядку показывают: вид сверху, сбоку, спереди, поперечный разрез и схему поднятия с водной поверхности).

Площадь пластинки не менее 400 кв. м (20×20). Спереди и сзади, на каждом остром конце, помещен воздушный (гребной) винт. Диаметр его не менее 1 метра, число их не менее 10—20 штук.

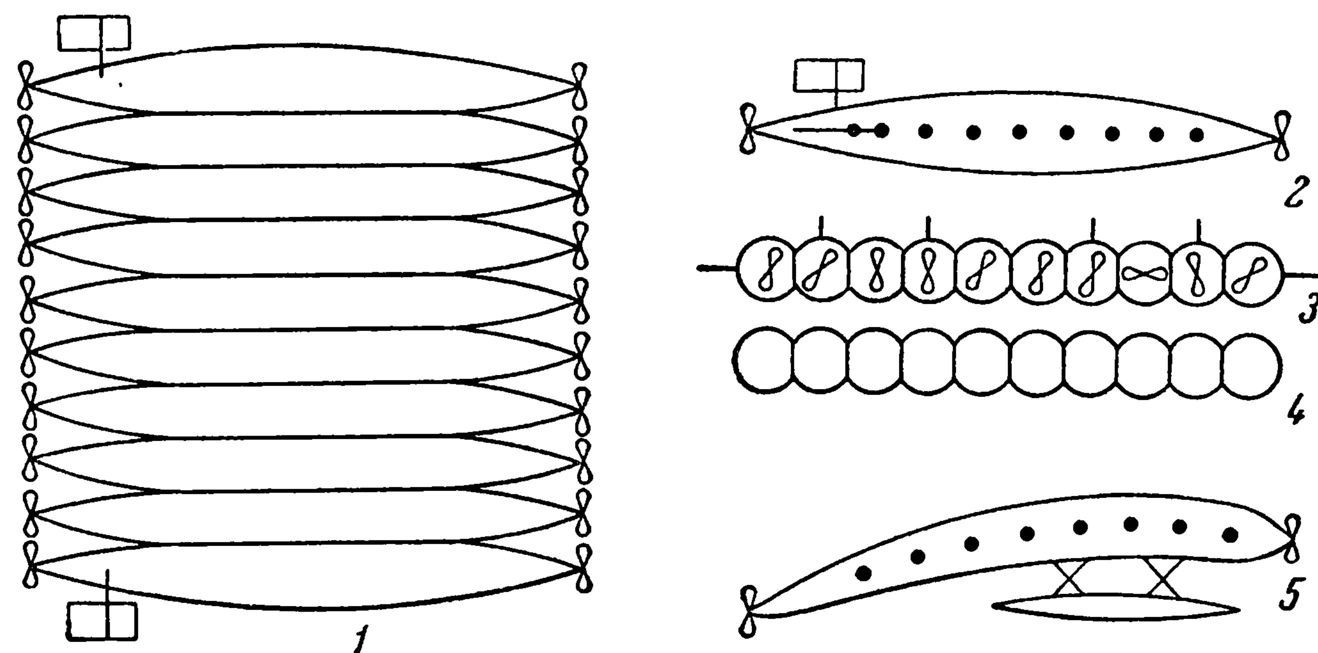
По бокам, назади, устроены два больших руля высоты, которые служат и рулями боковой устойчивости. Сверху снаряда, тоже сзади, помещен один или несколько рулей направления.

Двигатели приводят в действие пропеллеры (винты, наприм.).

2. При взлете аэроплана с воды надо поставить его на особые поплавки в слегка наклонном положении. Когда он приобретет достаточную скорость и взлетит, то поплавки эти отцепляются и аэроплан летит без них. Спуск же, благодаря его непроницаемости, может быть и непосредственно на воду (т. е. без поплавков). Так же производится и взлет с аэродрома, но вместо поплавков будет уже колесная основа, которая также оставляется на суше при поднятии аэроплана на воздух. Тут спуск также требует обширной водной поверхности. Он возможен и без нее при ровном поле или на плоской снежной поверхности. Таскать за собою тяжелую тележку или поплавки невыгодно, и это скоро оставят.

3. Вот, в главном, устройство нового безфюзеляжного аэроплана. Спрашивается, какие же преимущества он имеет. Они хорошо выяснятся только путем вычислений. Однако мы заранее приводим тут перечисление наиболее очевидных выгод.

4. Вследствие непроницаемости для воздуха получается постоянное внутри самолета давление и, следовательно, безопасный полет в разреженных слоях атмосферы. В этом случае приходится накачивать воздух в камеры, чтобы жечь его в двигателях. Но ведь накачивание необходимо и в обыкновенных аэропланах при полете их на высотах.



[Фиг. 1]

5. Прочность всего снаряда вследствие внутреннего сверхдавления, а потому и наименьший его вес.

6. Наименьший вес и наибольшая прочность еще от возможности равномерного распределения людей и грузов.

7. Малое сопротивление воздуха вследствие отсутствия корпуса, ножек, колес, поплавков, крыльев, тяжей, стержней и т. д. — и большая оттого скорость.

7_1. Оттого же экономия веса.

8. Простая конструкция, а потому дешевизна всего сооружения.

9. Возможность строить большие грузоподъемные самолеты на сто и более пассажиров.

10. Удобное распределение многих воздушных винтов и моторов. Отчего полная безопасность. Одновременная порча или остановка даже пяти моторов совершенно безопасна и почти не замедляет полет. От этого же можно употреблять винты небольшого диаметра и допускать большое число оборотов мотора и увеличенную их энергию.

11. Можно удлинять и расширять снаряд, не увеличивая его высоты. При расширении его работа уменьшается (продолговатость крыла поперечная), а при сужении увеличивается (продолговатость продольная). Последующие расчеты делаем на квадратное крыло.

12. Малая мощность одного мотора и потому минимальный вес, однообразие, дешевка и простота.

13. Много простора и комфорта.

14. Возможность летать на больших высотах, где воздух разрежен, а потому иметь большие скорости поступательного движения [1].

15. Постепенный переход к космическому реактивному кораблю. Другие преимущества выясним вычислениями, которые подтвердят уже указанные.

16. Неудобно непрерывное накачивание воздуха в аэроплан, но оно вообще неизбежно для неослабленной работы двигателей в разреженном воздухе и сейчас употребляется, если самолет предназначен для высоких полетов.

17. Приступим к расчетам. Предупреждаю, что все они приблизительны.

Основные единицы, где не сказано,— секунда, метр и его производные: тонна, тоннометр и т. д.

Вообразим себе отсек между двумя поперечными параллельными сечениями одного веретена, на расстоянии одного метра. Мы примем его круглым цилиндрическим с диаметром D (среднее сечение).

18. Окружность u этого сечения, также и поверхность F, будет: $u = F = \pi D$, где π есть отношение [длины] окружности к диаметру.

19. Вес оболочки (G_1) выразится: $G_1 = \pi D \delta \rho$, где δ и ρ суть толщина оболочки и плотность ее материала.

20. Площадь ее горизонтальной проекции $= F_h = D$.

21. Нагрузку (q_1) одной оболочки на единицу площади проекции найдем из 19 и 20:

$$q_1 = G_1 : F_h = \pi \delta \rho.$$

22. Но это нагрузка неполная. Это только нагрузка от веса оболочки (q_1). Она еще увеличивается от веса моторов, органов управления (q_2), горючего с баками (q_3), людей и грузов (q_4) и запасная (q_5). Так что полная нагрузка (q) будет равна:

$$q = q_1 + q_2 + q_3 + q_4 + q_5.$$

23. Если положить пока для простоты, что все нагрузки одинаковы, то найдем из 21 и 22:

$$q = 5q_1 = 5\pi \delta \rho.$$

24. Сопротивление разрыву оболочки (S_k) должно равняться сверхдавлению (P) газа внутри оболочки. Поэтому напишем:

$$S_k = \delta \cdot 2K_z : n = P \cdot F_h = P \cdot D.$$

K_z есть временное сопротивление разрыву, n — запас прочности и P есть сверхдавление газа на единицу площади.

25. Формула 24 дает нам возможность узнать толщину оболочки, а

следовательно, и вес ее и нагрузку. Будет известна и нагрузка полная. Таким образом, из 23 и 24 получим:

$$\delta = PDn : 2K_z \quad \text{и} \quad q = 5q_1 = 5\pi\rho PDn : 2K_z.$$

Частные нагрузки на 1 кв. м проекции мы приняли в одну пятую полной (22).

26. В общем поверхность всего аэроплана представляет как бы одно плоское крыло. Мы принимаем самые невыгодные условия. Так, мы могли бы этому крылу придать слабую изогнутость, и поддерживающая сила (от встречного потока) возрастала бы вдвое. Но мы расчет делаем на плоское крыло.

27. Также давление на плоскость (P_n) нормального потока мы принимаем по формуле:

$P_n = (c^2 : 2g)\cdot\gamma$, где означены скорость потока (c), ускорение земной тяжести [g] и плотность воздуха [γ]. Принятая формула дает давление раза в полтора меньшее, чем на деле. Это тоже невыгодно.

28. Относительно давления на наклонную к потоку плоскость принимаю формулу Ланглея, так как она близка к моей и вполне оправдывается моими опытами. По Ланглею, давление на наклонную плоскость можно получить, умножив величину давления нормального потока на

$$2\sin y : (1 + \sin^2 y).$$

Но при выгодном полете аэроплана угол наклона его к горизонту очень мал и потому мы можем нормальное давление просто помножить на удвоенный синус угла. Погрешность будет незначительна. Отныне синус угла будем означать так: $\sin y$.

29. Тогда получим, по условию 26, давление, которое на самом деле гораздо больше, особенно если придать легкую кривизну нашему самолету. Именно, подъемная сила (P_v) одного слегка наклонного к горизонту квадратного метра будет (26 и 28):

$$P_v = (c^2 : g)\cdot\gamma\cdot\sin y.$$

Ошибка будет небольшая. Так, при угле в 10° она не более 3%. Что это значит в сравнении с тем, как мы уменьшили подъемную силу воздуха по условиям 26 и 27.

30. Равномерный горизонтальный полет аэроплана требует, чтобы полная нагрузка (q) была равна подъемной его силе (P_v). Поэтому из 25 и 29 получим:

$$c = \sqrt{5\pi g\rho PnD : 2\gamma \sin y \cdot K_z}.$$

Тут выражена скорость независимо от веса оболочки и вообще веса аэроплана и его частей. Подразумевается только, что он должен быть

равен его полной подъемной силе от давления встречного потока на крыло. Подъемная сила может быть очень мала, и тогда вес аэроплана должен быть тоже мал, что практически неосуществимо, и обратно: он может быть очень велик, что также неосуществимо. Поэтому эта скорость для нас малоинтересна. Из формулы видим, что она должна возрастать с увеличением сверхдавления, желаемой прочности и размера (D) и уменьшаться с увеличением плотности воздуха, угла наклона крыла и крепости материала.

31. Надо разобрать теперь значение энергии (или мощности двигателей) и сопротивления воздуха от трения и инерции.

Вообразим наш аэроплан длиною в l, шириною в b и высотою в D. Надо определить полное его сопротивление при движении в воздухе и удельное, т. е. на 1 кв. м гориз[онтальной] проекции.

Я пользуюсь своей работой «Сопротивл[ение] воздуха [и скорый поезд]», 1927 г. Там формулы 20 и 23 определяют полное сопротивление поверхности эллипсоида вращения. Мы не будем разбирать значение постоянных в этих формулах, а только заменим их числами. Кроме того, полное сопротивление мы разделим на величину горизонт[альной] проекции. Ее площадь можем положить равной $l \cdot D \cdot 0{,}75$, где выражены диаметр и длина эллипсоида.

32. Тогда вместо 23 формулы, дающей полное сопротивление, получим сопротивление удельное, т. е. на 1 кв. м проекции:

$$P_{h_1} = \gamma f c^2 \cdot (A : X^3 + B : XD),$$

33.... где $A = 0{,}0212$; $B = 0{,}00134$; X есть продолговатость формы, или отношение длины ее к высоте, а f — особый коэффициент трения (форм[ула] 20, «Сопротивл[ение]», 27 г.), зависящий от отношения $l : c$. Он определяется вычислением (20) или таблицами [той же работы].

34. Определяя A и B, мы положили: $\pi = 3{,}14$; $g = 9{,}8$; $K_{ш} = 0{,}4$; $K_{ф} = 1$; $K_{пл} = 1$; $K_{\eta} = 0{,}75$; $\delta_1 = 0{,}0084$. Значение этих постоянных достаточно разъяснено в моем «Сопротивлении», 27 г. [2]

35. Для удобства вычислений мы положим еще в формуле (32): $A : X^3 + B : X \cdot D = C$. Тогда $P_{h_1} = \gamma f c^2 C$.

36. Это удельное сопротивление от трения и инерции, когда аэроплан летит совершенно горизонтально. Для получения подъемной силы нужен наклон. Поэтому получается еще горизонтальное сопротивление (P_{h_2}) от наклона аэроплана. Это есть горизонтальная составляющая подъемной силы (P_v), или нормального давления воздуха на крыло. Она равна (см. 29):

$$P_{h_2} = P_v \cdot \sin y = (c^2 : g)\, \gamma \cdot \sin^2 y.$$

37. Теперь могли бы узнать требуемую от аэроплана работу, умножив сумму всех горизонтальных сопротивлений (34 и 35) на скорость

движения. Но благодаря употреблению пропеллера (винт или что другое) работа аэроплана [будет] более идеальной в некоторое число a раз.

38. Итак, получим секундную работу аэроплана (из 35, 36 и 37):

$$(P_{h_1} + P_{h_2})\,ac = a\gamma c^3\,(fC + \sin^2 y : g) = N_1.$$

Последняя буква означает величину удельной мощности мотора, т. е. его секундную работу, приходящуюся на 1 кв. м горизонтальной проекции аэроплана.

39. С другой стороны, мощность (N_1) обусловливается величиной подъемной силы: чем больше она, тем больше мы можем уделить массы для двигателей, и, следовательно, тем больше будет мощность. В 23 параграфе мы допустили, что массы, ассигнованные на 5 деталей воздухолетания, одинаковы и равны массе оболочки. Таким образом, вес моторов выразится весом оболочки или пятой долей полной нагрузки (см. 25). Зная же вес моторов, их энергию (E), или секундную работу единицы их массы (удельную работу), нетрудно выразить и их мощность. Таким образом, с помощью 25 найдем:

$$N_1 = 0{,}5\pi EP\rho Dn : K_z.$$

40. Основные уравнения следующие. Формула 25 выражает полную нагрузку на кв. м проекции в зависимости от веса оболочки. Форм[ула] 29 — то же, но подъемную силу в зависимости от скорости поступательного движения. Форм[ула] 38 — удельную мощность, зависящую от скорости горизонтальн. движения и угла наклона. Форм[ула] 39 — тоже мощность на 1 кв. м проекции в зависимости от веса моторов, который принят равным весу оболочки, или 0,2 полной подъемной силы. Уравнения 32, 33 и 36 суть вспомогательные. Все семь формул относятся к одному квадр[атному] метру горизонтальной проекции аэроплана. Без 25 уравнения мы не можем обойтись, так как оболочка, летая на высоте, а также ради прочности, должна иметь определенную массивность.

Для горизонтальности полета полная нагрузка (q) должна равняться удельной подъемной силе (P_v). Это дает возможность исключить из уравнений 25 и 29 удельную нагрузку или удельную подъемную силу.

Также удельная мощность (N_1), в зависимости от сопротивления среды (38), и она же, только в зависимости от удельного веса моторов (39),— равны между собой, что дает нам силу исключить и удельную мощность (N_1). Таким образом, получим:

41. $$2{,}5\pi\rho PD\cdot\frac{n}{K_z} = \frac{c^2}{g}\cdot\gamma\cdot\sin y$$

и

42. $$a\gamma c^3\left(fC + \frac{\sin^2 y}{g}\right) = 0{,}5\pi E\rho PD\cdot\frac{n}{K_z}\,.$$

Исключая из 42 уравнения плотность водуха (γ) посредством 41, получим:

43. $$c = E \cdot \sin y : \left\{5ag : \left(fC + \frac{\sin^2 y}{g}\right)\right\}.$$

Отсюда видно, что скорость аэроплана пропорциональна удельной энергии его двигателей. Так, если бы вес их, при той же мощности, уменьшился в 10 раз, то и самостоятельная горизонтальная скорость увеличилась бы во столько же раз.

44. Но не забудем, что плотность среды при этом не какая-нибудь: подчиняется уравнению 41. Из него получим:

$$\gamma = 2{,}5\pi\rho PDng : (K_z \sin yc^2).$$

Следовательно, эта плотность должна уменьшаться, как увеличивается квадрат скорости. Если, наприм[ер], скорость увеличивается в 10 раз, то аэроплан должен подняться на высоту, где плотность среды в 100 раз меньше, чем внизу, где он летал с энергией моторов в 10 раз меньшей. Но на высотах как раз и трудно проявление энергии моторов, если не сгущать разреженный воздух или не пользоваться запасенным жидким кислородом. Замечательно, что скорость не зависит от веса оболочки и ее свойств.

45. Вспомним, что f само зависит от отношения скорости c к длине аэроплана (фор[мула] 20 «Сопротивления»). Поэтому определение скорости мы даем приблизительное. Впрочем, f мало изменяется. Так, из форм[улы] 20 или таблиц «Сопротивления» найдем, полагая длину (l) аэроплана в 20 м,

Скорость	100	200	300	400
f	2,5	3,4	3,7	4,2.

Следовательно, поправки немудрены.

Обратим еще внимание на C. Форм[ула] 35 выражает зависимость C от размеров (D) и продолговатости (X) аэроплана. Следовательно, величина скорости зависит и от его продолговатости.

Но определим самую скорость (c). Допустим, что: $l = 20$; $D = 2$; $\pi = 3{,}14$; $E = 100$ (метрическая сила на килограмм веса мотора); $a = 1{,}5$; $\sin y = 0{,}1$ (6° наклона к горизонту); $g = 10$; $X = 10$. По этим данным найдем: $f = 2{,}5$ (см. 45. Предполагаем заранее секундную скорость в 100 м), $C = 0{,}000088$ и $c = 109$ [м/сек.] (393 км в час).

Это первое приближенное решение. Но мы заранее предположили секундную скорость в 100 м, между тем как она оказалась около 109. Поэтому f будет не 2,5, а немного больше, что совершенно незаметно увеличит найденную скорость.

46. Вычислим и соответствующую плотность воздуха по форм[уле] 44. Положим: $\rho = 8$; $P = 10$ (сверхдавление в 1 атмосферу); $D = 2$; $n = 10$; $g = 10$; $K_z = 10^5$ (100 кг на кв. мм сечения) и $c = 109$. Тогда найдем для плотности среды [величину] немного менее 0,0011. Значит, подниматься придется не выше двух верст.

47. На основании форм[улы] 44 составим таблицу:

Секундные скорости в метрах	109	545	1090	2180
Отношение плотностей среды .	1	1 : 25	1 : 100	1 : 400

48. Не совсем ясна зависимость скорости от наклона аэроплана ($\sin y$). Но функция: $\sin y : (f \cdot C + \sin^2 y : g)$ имеет максимум, причем получается наибольшая скорость. Беря производную, приравнивая ее нулю и определяя из полученного уравнения наклон ($\sin y$), соответствующий ее максимуму, получим: $\sin y = \sqrt{f \cdot C \cdot g}$.

49. Подставляя этот наклон ($\sin y$) в формулу 43, найдем:

$$c = \frac{E}{10a \cdot \sqrt{f \cdot C \cdot g}} = \frac{E}{10a \cdot \sin y}.$$

50. Положим: $C = 0{,}000088$; $f = 2{,}5$; $g = 10$. Теперь из 48 получим $\sin y = 0{,}047$ (угол $= 2°40'$).

51. Полагая еще $E = 100$ (обыкновенный авиационный мотор) и $a = 1{,}5$, вычислим: $c = 141{,}8$ м в секунду, или 511 км в час. Это максимальная скорость, которая получается при угле наклона аэроплана почти в 3° к горизонту. Ни больший, ни меньший наклон не дают высшей скорости.

52. Если всегда будем придерживаться наиболее выгодного наклона, то для величины плотности среды из 44 и 49 получим:

$$\gamma = 250\ \pi \rho P D \cdot \frac{a^2}{E^2} \cdot \frac{n}{K_z} \sqrt{fCg^3}.$$

Отсюда видно, что если бы достигли высшей энергии моторов, то пришлось бы летать в очень разреженных слоях атмосферы, так как по формуле плотность среды быстро должна уменьшаться с возрастанием энергии моторов.

53. Определим $\sin y$ из уравнения 41; найдем:

$$\sin y = A \cdot D : (c^2 \cdot \gamma),$$

где $A = 2{,}5\ \pi \rho P g (n : K_z)$.

54. Теперь выключая $\sin y$ из уравн. 42 и решая его относительно плотности среды (γ), получим:

$$\gamma = \frac{AED}{10gfCac^3} \cdot \left\{1 \pm \sqrt{1 - \frac{100g \cdot fCa^2c^2}{E^2}}\right\}.$$

55. Отсюда видно, что:

$$c \leqslant E : (10a\sqrt{fCg}),$$

т. е. что скорость не может быть больше определенной величины. Приняв прежние условия, вычислим: $c \leqslant 141,8$. Получили ту же максимальную скорость, которую нашли ранее (49).

55_1. Итак, скорость обыкновенных аэропланов не может быть увеличена в разреженных слоях воздуха, если не будет увеличена удельная энергия двигателей. Поэтому обычные авиационные двигатели для достижения высших скоростей, по-видимому, не годятся.

55_2. Необходимая разреженность воздуха при этой наибольшей скорости выразится по форм[уле] 54 так:

$$\gamma = AFD : (10gfCac^3)^{[3]}.$$

Если отсюда выключим скорость c и A посредством уравн[ений] 54 и 55, то получим форм[улу] 52.

56. Какова же работа аэроплана? Удельная работа выражается формулой 38 или 39. При условиях 45 и 46 вычислим $N_1 = 2{,}5$ тм, или 25 м[етрич.] сил на кв. м гор[изонтальной] проекции. На всю проекцию (20×20) получим 10000 м[етрич.] сил.

57. Полную нагрузку видим из ф[ормулы] 25, именно:

$$q = 5q_1 = 0{,}125 \text{ т} = 125 \text{ кг}.$$

Каждый род нагрузки (0,2) будет составлять 0,025 т, или 25 кг.

58. На человека, весящего 75 кг, требуется 3 кв. м проекции, т. е. 75 м[етрич.] сил. А так как вся проекция около 400 кв. м, то аэроплан может брать 133 человека.

59. Объем, соответствующий 1 кв. метру проекции, будет около: $0{,}75 \cdot 2 = 1{,}5$ куб. м. Следовательно, одному человеку придется получить около 4,5 куб. м. Площадь же пола $= 3$ кв. м даже будет больше, чем нужно.

61. Полученная нами удельная работа мотора — на человека 75 мет[ричес.] сил — чересчур велика и потому убыточна (хотя часовая скорость в 511 км вполне окупает расходы на энергию). Нельзя ли ее уменьшить? Но для этого прежде надо выразить работу мотора, приходящуюся не на единицу площади гориз[онтальной] проекции, а на единицу подъемной силы и на единицу скорости поступательного движения. Действительно,

если мы движемся в 10 раз скорее и подымаем груз в 10 раз больше, то почему бы на это не затратить работы в 100 раз больше! Сокращение времени от скорости движения есть еще новая выгода, которую мы тут учитывать не будем (вследствие ее неопределенности).

62. Из форм[ул] 39, 55 и 25 получим:

$$N_1 : (c \cdot q) = 2a \cdot \sqrt{f \cdot Cg}.$$

Тут мы мощность (39) делим на максимальную скорость (55) и полную нагрузку (25).

63. Отсюда видно, что мощность, требуемая на единицу перемещения единицы груза, не зависит ни от энергии мотора, ни от скорости, а только от формы и величины аэроплана. Она почти постоянна.

64. Форм[ула] 62 показывает секундную работу в тоннометрах на пролет одной тонны аэроплана на 1 метр пути.

Но на людей идет только пятая часть (0,2), или 200 кг. Значит, мы получим работу для перемещения двух человек (с багажом) на 1 метр пути.

65. Примем условия 46. Тогда из 62 найдем: 0,047 тм, или 47 кгм, на тонну аэроплана и 1 метр пути. Это на два человека, на одного (100 кг) [получим] 24. Обыкновенно обычный аэроплан на 1 человека, при секундной скорости в 40 м (144 км в час) тратит 40 метр[ич.] сил. На один метр пути пойдет 1 метр[ич.] сила. У нас же выходит в 4 раза меньше. Но сколько еще экономится времени.

66. Сколько же может прокатить без спуска наш аэроплан при условиях 46? Мы видели, что скорость при этом составляет 551 км в час. Нагрузка полная равна 125 кг, а частная (на моторы, напр.) — 25 кг (на 1 кв. м гориз[онтальной] проекции). Соответствующая мощность будет 25 метр[ич.] сил (56). На 25 м[етрич.] сил пойдет горючего $0{,}2 \times 25 = 5$ кг. Значит, нам нашего бензина хватит на 5 часов пути. При этом аэроплан пролетит 2555 км. Но мы показывали, что подъемная сила нашего аэроплана на деле окажется, по крайней мере, в 2 раза больше, т. е. прибавится еще 75 кг горючего. Это даст возможность ему пролететь без спуска в 30 часов 15 338 км, или более 15 тысяч кило[метров], что достаточно для перелета через океан.

67. Скорость аэроплана зависит от скорости винта по его окружности (а не от числа оборотов в секунду, которое тем больше, чем размер винта меньше). Эта же нисколько не зависит от размеров винта (его диаметра), а только от прочности материала и его распределения в винтовой фигуре. Так, выгоднее основание винта делать массивнее. Во всяком случае эта окружная секундная скорость не более 500 м, в противном случае ни один материал не выдержит центробежной силы и винт разлетится от нее вдребезги. Скорость аэроплана, при самом наименьшем наклоне (45°)

лопастей винта к потоку, на практике, будет не более 250 м в сек. или 900 км в час, что очень далеко от космических скоростей.

68. Следовательно, если мы хотим получить космические скорости, летая в разреженных слоях воздуха, то винт не годится (помимо обычной слабости моторов).

Кроме этих препятствий, есть не менее серьезное. Это вопрос о кислороде. Можно сжимать воздух, т. е. накачивать его в камеру аэроплана. Но при сжатии воздуха в 6 раз абсолютная его температура повышается вдвое. Вот таблица:

Во- сколько раз сжимается разреженный воздух:					
1	6	36	216	1296	7776
Абсолютная температура сжатого воздуха:					
200	400	800	1600	3200	6400
Температура по Цельсию:					
—73	127	527	1327	2927	6127

69. Температура сжатого воздуха доходит до 6 тысяч градусов Цельсия. Тут тратится огромная работа, которая отчасти выделяется обратно, если, не понижая эту чудовищную температуру, вгонять сжатый воздух в моторы. Сжатие в 36 раз еще можно допустить (при большем сжатии химическая реакция и выделение тепла задержатся). Тут температура будет около 527° Ц.

70. Для аэроплана и это хорошо, т. е. 1019 км в час[4]. До такого сжатия, однако, на практике еще не доходили, но может быть дойдут.

71. Но как быть дальше? Как получить скорости еще больше, при которых ни воздушный винт, ни сжатие в моторах неприменимо? От обычных моторов и винта приходится отказаться.

Можно брать с собой в жидком виде запасы кислорода, взрывать с помощью их горючее, выбрасывать продукты взрыва наружу через трубку (как это у меня описано в 27 г.; см. «Космич[еская] ракета») и пользоваться отдачей, как двигателем.

Но, с одной стороны, крайне не экономно обременять аэроплан весом кислорода, который раньше брался из атмосферы. С другой стороны, скорость аэроплана не настолько значительна, чтобы выгодно было пользоваться отдачей.

На единицу веса горючего, состоящего из чистого углерода, надо кислорода по весу в 2,7 раза (32 : 12) больше. Итого масса запаса той же энергии увеличивается тогда в 3,7 раза. Если бы использование горючих было во столько же раз больше, то тогда можно бы еще примирить-

ся с этой неприятностью тем более, что мы много выиграем в скорости движения.

72. В разреженном воздухе использование тепла можно довести до 50—100% (в движении газового отброса). Использование же ракетное (в движении ракеты), при скорости в 1—2 км в секунду, едва ли будет выше использования его в обыкновенных моторах.

Чтобы ракетное использование было полным, нужно, чтобы скорость отброса (в каждый момент) равнялась скорости движения аэроплана («Исследование», 26 г.) [5].

73. Отсюда вытекает очень сложная конструкция летательного прибора большой скорости. Сначала он пускает в дело обычные моторы и гребной винт. Потом винт устраняется или вертится впустую, а моторы накачивают воздух в заднее изолированное помещение, из которого он вырывается со скоростью, равной скорости движения аэроплана. Так как сначала эта скорость увеличивается, то скорость вырывающего[ся] сзади воздуха тоже должна расти. Когда она дорастает до километра в секунду или более, то те же моторы накачивают во взрывные трубы элементы взрыва, вылетающие в разреженном воздухе со скоростью 3—5 км в секунду.

74. Тут же становится весьма заметна центробежная сила движения аэроплана кругом Земли, весьма уменьшающая его вес и работу перемещения. Она доходит до нуля, когда аэроплан получает первую космическую скорость и выходит за пределы атмосферы.

75. Винт может дать больше скорости аэроплану, чем это думают. Скорость его по окружности, конечно, не может быть больше 500 м в секунду, но лопасти винта могут быть направлены почти параллельно встречному потоку, или движению аэроплана (с уклонением в 20—40°). Сначала его работа будет почти бесполезна. Но когда аэроплан приобретет большую скорость, то винт, при известном соотношении, начнет работать более экономно. Работа и всякого винта неэкономна в начале движения, когда аэроплан не приобрел еще окончательной свойственной ему постоянной скорости. Хорошо, если бы лопасти винта, автоматически или путем управления, могли менять свой наклон, постепенно уменьшая его к встречному потоку, по мере увеличения скорости самолета.

Хотя работа при малом наклоне лопастей к потоку и крайне неэкономна, но что же делать, если нет другого выхода при употреблении винта. Однако мы эту конструкцию и малый наклон лопастей к потоку не рекомендуем.

76. Проще сообщить сразу каким-либо способом значительную скорость аэроплану и потом пустить в дело воздушные насосы. Они с помощью обыкновенных моторов сгущают и накачивают в особую заднюю камеру воздух. Из нее он вырывается через особые трубы наружу, за кормовую часть корабля. Вылет газов легко регулировать, сообразно полученной скорости аэроплана и экономии.

77. Скорость вылетающего из отверстия в разреженное пространство газа довольно однообразна и мало зависит от степени его сжатия. Но ведь это справедливо только при постоянной его температуре. Вообще же она непостоянна и может доходить до многих тысяч градусов (как бы ни был разрежен и холоден вначале сжимаемый газ). Если нужна малая скорость отброса (при малой скорости снаряда), то мы сжимаем и накачиваем воздух умеренно. Тогда скорость его при выходе может быть даже менее 500 м в секунду. Но если нужна усиленная скорость выбрасываемого воздуха, то накачивание ускоряется, воздух сжимается сильнее, более от этого нагревается и скорость его увеличивается. Скорость сильно сжатого и нагретого до многих тысяч градусов воздуха может доходить до 2 и более кило[метров] в секунду (пропорционально квадратному корню из упругости газа, или его абсолютной температуры).

Не забудем, что сжимается воздух очень разреженный, напр[имер] в 1000 раз, и сгущение его даст давление только, напр[имер], в одну атмосферу,— что он сначала холоден, но от сжатия страшно нагревается и вырывается с тем большею скоростью, чем это нагревание выше. Плотность сжатого воздуха тут не при чем, если только кругом очень разреженное пространство.

78. Моторы даже могут работать с постоянной силой. Тогда скорость истечения сжатого воздуха может регулироваться заслонками. Чем выпускное отверстие меньше, тем больше в резервуаре будет накопляться воздуха, тем больше он будет сжат, тем сильнее нагреется и тем выше будет скорость его истечения из труб.

79. Надо только оградить воздушную камеру от потерь тепла. Если сжатый воздух будет охлаждаться, то скорость истечения трудно возвышать и, кроме того, тогда мы будем бесплодно тратить энергию (которая будет превращаться в тепло и уходить в небесное пространство).

80. При еще большей скорости аэроплана уже выгодно будет прямо сжигать топливо в запасенном кислороде.

81. Всякий тепловой двигатель в то же время и реактивный прибор, если выхлопные газы направлены в конические трубы и вырываются в сторону, противоположную движению экипажа или корабля. Но так как вырывается их немного, скорость корабля мала, то использование этой дополнительной энергии будет очень слабо. Поэтому (напр., в автомобиле, обычном аэроплане) ею не пользуются, а газы выбрасываются без всяких приспособлений в разные стороны.

На нашем быстроходном аэроплане на высотах этим пренебрегать не следует. Но, конечно, сила этой реакции не будет достаточна ввиду небольшого количества взрывающегося в моторах материала.

Двигатели могут накачивать воздух и давать воздушную реакцию. Но и выхлопные газы будут производить газовую реакцию.

Воздушная реакция будет утилизировать, примерно, 20% теплоты

горения. Остающиеся 80% будут использованы выхлопными газами. Но ввиду малой скорости аэроплана только процентов 10—20 этой энергии пойдет на движение снаряда.

Все же выходит, что использование вырывающихся газов в разреженном пространстве может удвоить работу моторов.

82. Заметим, кстати, что воздух для накачивания надо извлекать насосами из пространства перед носом корабля, а выпускать его на корме. Тогда впереди снаряда воздух разредится, а сзади сгустится. Это будет подгонять аэроплан.

83. Сложное устройство моторов аэроплана утяжеляет его и делает малопригодным. Поэтому мы предлагаем несколько его типов. Все они грузоподъемны — не менее чем на 133 человека, при размерах не менее 20 м в длину и ширину и не менее 2 м в высоту. Мощность их моторов — не ниже 10 000 метр[ич.] сил. (Впрочем, можно сузить вдвое аэроплан, и тогда удельная работа увеличится в 1,4 раза).

Только не надо забывать, что полная истинная подъемная сила аэроплана или нагрузка на кв. метр, по крайней мере, в два раза больше, чем мы вычислили (26 и 27).

Этот избыток может быть использован разными способами: он может увеличить число пассажиров в 6 раз, он может быть употреблен на усиленные запасы топлива, которые дадут ему возможность со всеми пассажирами пролетать без спуска четвертую долю окружности земного шара. Можно часть избытка подъемной силы пожертвовать на упрочение аэроплана (25). Использование может быть и другого сорта.

84. Возвратимся, однако, к типам аэропланов.

А. Самолет для полета в низших слоях атмосферы не выше 3—4 км. Сверхдавление, вполовину атмосферы,— нужно лишь для придания крепости и несгибаемости оболочке. Двигатели и винты обыкновенного вида, скорость — 500 км в час, перелет из Европы в Америку — не более 12—15 часов. Число пассажиров, при наименьшем размере (20 × 20),— от 133 до 798 человек. На пассажира придется от 75 до 12 метрических сил.

85. Б. Аэроплан для полета на высотах, где человек уже страдает от разрежения воздуха и где скорость самолета может быть много выше. Двигатели обычные, но лопасти винта малонаклонны к направлению движения. Часть работы моторов идет на сжатие воздуха для них же, а другая — для воздушной реакции. Тут работа воздушных винтов неэкономна, но скорость самолета раза в два больше.

86. В. Винт устраняется. Двигатели заняты исключительно сжиманием воздуха ради воздушной реакции. Пользуются и выхлопными газами. Скорость и высота поднятия больше, чем у предыдущего типа.

87. Г. Скорость и высота полета больше. Двигатели малосильные и заняты только накачиванием нефти и кислородных соединений во взрывные конические трубы.

88. Д. Скорость еще больше. Большая высота освобождает от сопротивления воздуха, а скорость и центробежная сила — от земной тяжести. То и другое делают движение снаряда вечным, не требуя расхода энергии.

89. Последние три типа требуют значительной начальной скорости, которая может им быть дана вспомогательными поездами, взбирающимися на горы (см. мои «Ракетные поезда») [6].

90. При новых системах двигателей возможны достижения больших высот, разреженных слоев воздуха и больших скоростей. Единица пути будет обходиться недешево, но будет огромный выигрыш времени. Вот в чем преимущества этих аэропланов. Затем они служат незаметным переходом к звездоплаванию.

91. Нет надобности горизонт[альную] проекцию аэроплана делать квадратной. Она может быть и узкой, состоящей из 3—5 надутых поверхностей вращения. Но тогда удельная работа двигателей будет больше вследствие продольной продолговатости. Так, при такой обратной продолговатости в два, работа увеличится на какие-нибудь 30% (см. мое «Сопротивление», 1903 г.) [7].

92. Центробежная сила, при движении аэроплана со скоростью 300—400 м в секунду, на экваторе, по направлению движения Земли вокруг оси, уменьшает вес аэроплана, примерно, на 1%. У меня готовы формулы и расчеты движения нового аэроплана на высотах, в разреженном воздухе, где принимается в расчет и центробежная сила (моя рукопись 1926 г.) [8].

ГЛАВНЫЕ ВЫВОДЫ ИЗ МОЕГО СОЧИНЕНИЯ «НОВЫЙ АЭРОПЛАН» [9]

Идея такого аэроплана совсем не нова: это аэроплан-крыло — давно проектированный снаряд. Пневматическая его крепость — тоже не новость.

Но совершенно новы формулы и выводы из них.

Вообще думали, что скорость аэропланов в разреженных слоях воздуха может быть громадна, благодаря малому сопротивлению воздуха, конечно, если мотор, снабженный компрессором, не ослабевает.

Но это совсем неверно. На высотах скорость только тогда больше, когда энергия мотора (на единицу его массы, в 1 секунду) пропорциональна квадратному корню из разреженности среды, т. е., когда влекущая вперед сила, или тяга, постоянна. В таком случае скорость пропорциональна энергии мотора.

На этом основании получим таблицу.

Разреженность воздуха:						
1	4	9	16	25	36	49
Во сколько раз возрастает скорость и потребная удельная энергия мотора (в секунду на единицу его массы):						
1	2	3	4	5	6	7

Этот вывод относится к обыкновенным винтовым аэропланам. Но, во-первых, у нас нет моторов энергичнее известных, во-вторых, если бы и были — обычный винтовой пропеллер разорвался бы при большой скорости.

Остается только отказаться от воздушного винта и воспользоваться реакцией отбрасываемых назад продуктов горения. Действительно, тяга или реакция при этом будет одна и та же независимо от скорости движения снаряда, а работа пропорциональна скорости, что как раз и требуется. Только при обыкновенном потреблении горючего реакция оказывается недостаточной. Его сжигать надо в 5—10 раз больше. Работа же от моторов требуется небольшая: только для сжатия воздуха, необходимого для взрывов в рабочих цилиндрах. Поэтому такой мотор во 100—200 сил может быть немного тяжелее обыкновенного. Такой реактивный аэроплан будет очень неэкономен при движении его в плотных слоях воздуха.

Правильность вывода о зависимости между скоростью ракетоплана и плотностью среды можно подтвердить очень простыми рассуждениями.

Положим, что самолет при плотности воздуха в единицу и такой же тяге пропеллера имеет тоже единицу скорости. Теперь, если он будет летать там, где плотность атмосферы будет в 9 раз меньше, но горизонтальная скорость в три раза больше, то равновесие его не нарушится при той же тяге винта, т. е. он не будет ни падать, ни подниматься.

В самом деле, по известным законам, от уменьшения плотности среды давление ее на крылья уменьшится в 9 раз, и то же давление, от увеличения скорости в три раза, увеличится в 9 раз. Значит, в результате, оно останется неизменным и равным тяжести снаряда, который и не будет благодаря этому падать.

С другой стороны, тяга винта, как одна из составляющих давления на крылья (угол атаки которых не изменился), остается неизменной. Но секундная работа мотора все же возрастет в 3 раза, потому что скорость увеличилась в три раза. Тяга винта остается неизменной, потому что вращательная его скорость увеличилась в 3 раза, отчего давление на его лопасти возросло в 9 раз. Но плотность среды уменьшилась во столько же раз, так что тяга пропеллера не изменилась. К сожалению, невозможно ускорение вращения возд[ушного] винта, ибо он может разорваться от центробежной силы.

Если, вообще, среда разредилась в n^2 раз, то скорость и работа мотора увеличивается в n раз.

Ясно, что при употреблении ракетных двигателей, тяга которых не зависит от скорости снаряда, скорость последнего может возрастать в разреженной среде.

Но запас взрывчатых веществ (см. мои сочинения о космической ракете) — определенный; и потому, чем больше скорость ракетоплана, тем меньше время полета. Пройденное же наибольшее пространство остается

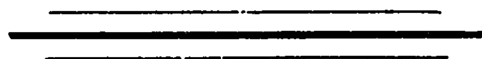
неизменным. Выигрывается только скорость и сокращается время пути.

Притом мы подразумеваем горизонтальное и равномерное движение и не принимаем во внимание ни работу поднятия снаряда на высоту, необходимую для получения желаемой скорости, ни эту начальную скорость, которая еще требует расхода энергии, поглощающей горючее. Оба прибавочные расхода тем больше, чем значительнее желаемая скорость. Итак, львиная доля энергии горючего поглощается начальной скоростью и поднятием. И то и другое сокращает рейс снаряда. Но как скорость, так и высота дают возможность, при их погасании (спуск и потеря скорости), пройти еще некоторое дополнительное пространство.

Есть такая скорость, при которой все горючее поглощается приобретением желаемой скорости и поднятием в разреженные слои воздуха.

Тогда весь путь состоит только из ускоренного поднятия на высоту и такого же наклонного спуска при замедленном движении.

Здесь разбирать мы этого не будем, так как имеем в виду небольшие скорости (до 500 м в секунду или до 1800 км в час) и такие же высоты, поглощающие сравнительно незначительное количество горючего.



КОСМИЧЕСКИЕ РАКЕТНЫЕ ПОЕЗДА

ОТ АВТОРА

Мне уже 72 года. Я давно не работаю руками и не произвожу никаких опытов.

Над реактивными приборами практически трудятся на Западе со времени издания моей первой работы в 1903 г.

Сначала искали применений к военному делу (Унге в Швеции и Крупп в Германии).

Потом, со времени другого моего труда, в 1911—12 г., работали вообще теоретически и экспериментально (Биркеланд, Годдард). Тогда же высказал свои соображения и Эсно Пельтри.

Но с 1913 г. и в России [1] многие заинтересовались вопросами заатмосферного летания, в особенности когда увидали серьезное отношение к нему Запада. Первыми забезчиками были: Рюмин, Перельман (очень доступные и научные труды), Ширинкин, Б. Воробьев, Мануйлов, Рябушинский, Шмурло и другие.

Со времени издания в очень распространенном журнале («Природа и люди», 1918) моей работы «Вне Земли» (отдельное изд[ание] в 1920 г.) заинтересовался звездоплаванием Оберт. Его сочинение дало германским ученым и мыслителям изрядный толчок, благодаря которому появилось много новых работ и работников, каковы: Вольф, Валье, Гефт, Гоманн, Лей, Зандер, Опель, Шершевский, Ладеман. Последние двое очень усердно (особенно Ладеман) переводили и распространяли мои труды. То же делали в СССР Модестов, Баят, Ивановский, Егоров, Давыдов, Лапиров-Скобло и другие (без подписи).

Появились ракетные автомобили, глиссеры, сани и даже аэроплан (под управлением Штамера). Все это было очень несовершенно, но производило много шуму и было полезно как в отношении опытов, так и в отношении распространения интереса среди общества, ученых и строителей.

Стали сильнее распространяться эти идеи и в СССР. Выступили: Ветчинкин (лекции), Цандер и Рынин. Последний своими прекрасными работами, обширными сведениями по литературе вопроса, беспристрастием особенно способствовал распространению идей звездоплавания. Можно сказать, что первый специалист по этой части у нас проф. Рынин. Тогда же проповедовали новую идею Чижевский, Родных, Строганов, Редин, Соловьев, Глушко и анонимы.

Не только за границей, но и у нас теперь учреждаются институты и образуются общества, члены которых успешно и талантливо распространяют новые идеи. Таковы: Львов, Перельман, Воробьев, Вейгелин, Родных, Венгеров, Кондратенко, Луценко и другие члены этих обществ. Особенно много написали очень дельных статей Перельман и Львов.

Привет от меня работникам астронавтики как в СССР, так и за границей. Им придется поработать не один десяток лет. Пока это дело неблагодарное, рискованное и безмерно трудное. Оно потребует не только чрезвычайного напряжения сил и гениальных дарований, но и многих жертв.

Большинство относится к звездоплаванию, как к еретической идее, и ничего не хочет слушать. Другие — скептически, как к вещи, абсолютно невозможной, третьи — чересчур доверчиво, как к предмету легко и скоро осуществимому. Но первые неизбежные неудачи обескураживают и отталкивают слабых и подрывают доверие общества.

Работающих ожидают большие разочарования, так как благоприятное решение вопроса гораздо труднее, чем думают самые проницательные умы. Их неудачи, истощение сил и надежд заставит их оставить дело незаконченным и в печальном состоянии. Потребуются новые и новые кадры свежих и самоотверженных сил.

Звездоплавание нельзя и сравнивать с летанием в воздухе. Последнее — игрушка в сравнении с первым.

Несомненно достигнут успеха, но вопрос о времени его достижения для меня совершенно закрыт.

Представление о легкости его решения есть временное заблуждение. Конечно, оно полезно, так как придает бодрость и силы.

Если бы знали трудности дела, то многие, работающие теперь с энтузиазмом, отшатнулись бы с ужасом.

Но зато как прекрасно будет достигнутое. Завоевание солнечной системы даст не только энергию и жизнь, которые в 2 миллиарда раз будут обильнее земной энергии и жизни, но и простор еще более обильный. Человек в своей власти над Землей владеет, так сказать, только двумя измерениями, третье же ограничено, т. е. распространение вверх и вниз пока невозможно. Тогда же человек получит три измерения...

А отсутствие тяжести, а девственные лучи Солнца, а любая температура, получаемая в сооружениях только силой солнечных лучей, а ни-

чего не стоющее передвижение во все шесть сторон, а познание вселенной... Мы не можем тут оценить всех благ и преимуществ завоевания солнечной системы. Кое-что я даю в вышеупомянутом моем сочинении «Вне Земли».

РАКЕТНЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ ПОЕЗДА

1. Под ракетным поездом я подразумеваю соединение нескольких одинаковых реактивных приборов, двигающихся сначала по дороге, потом в воздухе, потом в пустоте вне атмосферы, наконец, где-нибудь между планетами или солнцами.

2. Но только часть этого поезда уносится в небесное пространство, остальные, не имея достаточной скорости, возвращаются на Землю.

3. Одинокой ракете, чтобы достигнуть космической скорости, надо делать большой запас горючего. Так, для достижения первой космической скорости, т. е. 8 км в секунду, вес горючего должен быть по крайней мере в 4 раза больше веса ракеты со всем ее остальным содержимым [2]. Это затрудняет устройство реактивных приборов.

Поезд же дает возможность или достигать больших космических скоростей, или ограничиться сравнительно небольшим запасом составных частей взрывания.

4. Мы будем сначала решать задачу в самом простейшем виде. Предполагаем устройство всех ракет совершенно одинаковым. Запасы горючего и сила взрывания также. На деле, конечно, должны быть некоторые уклонения. Так, ракеты, двигающиеся по дороге, будут проще, двигающиеся только в атмосфере не имеют надобности снабжаться приспособлениями для продолжительного существования людей в эфирном пространстве [3].

5. Взрыв начинается с передней ракеты, чтобы весь поезд подвергался натяжению, а не сжатию, с которым легче бороться [4]. Кроме того, это способствует и устойчивости поезда во время взрывания. При этом можно составить более длинный поезд, а следовательно, и большую скорость при том же запасе горючего в каждом ракетном вагоне.

6. Чем короче вагоны, тем больше может быть их число при том же запасе прочности, а чем больше их число, тем окончательная скорость последнего заднего вагона будет больше. Это заставляет стремиться нас делать отдельные снаряды возможно короче. Но диаметр ракетного прибора не может быть меньше одного метра. Значит, длина ракетного вагона не может быть менее 10 метров. При меньшей продолговатости сопротивление воздуха окажется чересчур значительным. Для ракет, возвращающихся на Землю, это может быть достаточным, но для космического вагона надо не менее 3 м в диаметре и 30 м в длину. Отсюда вывод: последний космический вагон надо делать обширнее [5].

7. Устройство космической ракеты очень сложно и будет непрерывно еще усложняться. Мы не имеем цели сейчас входить во все подробности. Тут цель другая: показать выгоды поезда, в отношении окончательной скорости в сравнении с одиноким реактивным прибором. Возможно, что маленькая ракета, по достижении эфирного пространства, будет развертываться в большую. Но мы все это оставим и примем размеры ракеты в 3 и 30 м.

8. Поперечник ракеты составляет три метра, длина ее 30 м, толщина стенок — 2 мм (к концам толще). Плотность их материала — 8. Площадь среднего сечения 7 кв. м, поверхность 180 кв. м, объем 105 кб. м. Ракета может вместить 105 тонн воды. Отсек оболочки в 1 м весит везде одинаково, так как к концам она толще, именно 0,15 тонны. Столько же полагаем на людей, баки, трубы, машины и другие приспособления: всего 0,3 тонны на метр длины. Значит, вся оболочка ракеты будет весить $4^1/_2$ тонны. Столько же внутреннее содержание — всего 9 тонн. Из этого веса на людей довольно тонны.

9. Запас взрывчатых веществ положим на 1 метр отсека 0,9 тонны а на всю ракету — 27 тонн, т. е. в три раза больше, чем весит ракета со всем содержимым. (Соответствующая скорость для одной ракеты, при употреблении нефти, равна 5520 м [в сек.]). Этот запас в одной ракете займет (при плотности его в единицу) 27 куб. м, т. е. около четвертой доли всего объема ракеты. На людей и машины останется 78 куб. м. Если возьмем 10 человек, то каждому достанется около 8 куб. м, или куб[ическая] комната с ребром в 2 м. Кислорода такого объема, при двух атмосферах давления, хватит на дыхание 160 человек в течение 24 часов, или 10 человек в течение 16 дней: конечно, при удалении продуктов дыхания.

Мы хотим показать, что даже такой большой запас горючего не обременителен для ракеты.

10. Взрывание натягивает поезд, и вот почему толщина стенок в узких местах ракеты больше: сопротивление разрыву каждого сечения ракеты должно быть одинаково.

11. Оболочка ракеты, при запасе прочности в 5, выдержит сверхдавление в 4 атмосферы. Но так как оно и в пустоте не более двух атмосфер, то запас прочности будет 10.

12. Так как всем ракетам может предстоять планирование, даже последней—космической, при ее возвращении на Землю, то каждая ракета имеет такое устройство.

Одиночная надутая оболочка, имеющая, по необходимости, форму точеного на токарном станке тела (тела вращения), планировать будет слабо. Надо соединить, напр[имер], три таких поверхности. Надутые воздухом или кислородом, примерно до двух атмосфер, они представят собою весьма прочную балку.

13. Крылья мы не можем предложить вследствие значительного их веса.

14. Каждая ракета должна иметь рули: направления, высоты и противодействия вращению. Они должны действовать не только в воздухе, но и в пустоте.

15. Рули находятся в задней части каждой ракеты. Их две пары. За ними сейчас следуют взрывные трубы. Направление их косвенное, немного в бок. Иначе вырывающиеся газы будут давить на заднюю ракету.

Число взрывных труб не менее четырех. Их выходные концы расположены по окружности ракеты, на равных расстояниях друг от друга. Взрывание происходит толчками, как отдельные холостые выстрелы. Эти толчки могли бы повредить ракете. Поэтому полезно число труб делать гораздо более четырех. Выстрелы будут чаще и могут быть распределены так, что давление на ракету от взрывов будет довольно равномерно.

Каждая пара рулей находится в одной плоскости (параллельной длинной оси ракеты), но отклонение их от нее может быть неодинаково. Тогда ракета начнет вращаться. Из этого видно, что любая пара может, в этом случае, служить для устранения вращения ракеты. Каждая пара, кроме того, служит для управления направлением снаряда в данной плоскости. В общем получается желаемое направление в пространстве и отсутствие вращения. Поток взрывающихся газов направляется на эти рули. Понятно после этого, что они служат не только в воздухе, но и в пустоте.

16. Маленькие кварцевые окна дают несколько солнечных пятен внутри ракеты, нужных при управлении. Другие большие окна закрыты снаружи ставнями. Потом, в разреженной атмосфере или в пустоте, их открывают.

17. Носовая часть занята людьми. Далее следует машинное отделение (насосы и двигатели для них), наконец, кормовая часть занята взрывными трубами и окружающими их баками с нефтью. Последние окружены баками с свободно испаряющимся жидким и холодным кислородом.

18. Дело происходит, приблизительно, так. Поезд, положим, из пяти ракет скользит по дороге в несколько сот верст длиною, поднимаясь на 4—8 верст от уровня океана. Когда передняя ракета почти сожжет свое горючее, она отцепляется от четырех задних. Эти продолжают двигаться с разбегу (по инерции), передняя же уходит от задних вследствие продолжающегося, хотя и ослабленного взрывания. Управляющий ею направляет ее в сторону и она понемногу опускается на Землю, не мешая движению оставшихся сцепленными четырех ракет.

Когда путь очищен, начинает свое взрывание вторая ракета (теперь передняя). С ней происходит то же, что и с первой: она отцепляется от задних трех и сначала обгоняет их, но потом, не имея достаточной скорости, поневоле возвращается на планету.

Так же и все другие ракеты, кроме последней. Она не только выходит за пределы атмосферы, но и приобретает космическую скорость. Вследствие этого она или кружится около Земли, как ее спутник, или улетает далее — к планетам и даже иным солнцам.

19. Для одинокой ракеты мы имеем формулу (см. мое «Исследование» 26 года. Формула 38) [6].

$$\frac{V}{W} = \ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right),$$

где дано отношение окончательной скорости ракеты V к скорости отброса W, в зависимости от отношения полной массы отброса M_2 или горючего к массе ракеты со всем содержимым, кроме составных частей взрыва. Знак ln означает натуральный логарифм.

20. Эту формулу можно применить и к сложной ракете, т. е. к поезду из реактивных приборов. V будет означать прибавочную скорость каждого поезда от взрывания вещества в одной ракете. Относительная скорость отброса W всегда останется одна и та же. Масса отброса M_2 — также. Но масса ракеты M_1 не есть масса одной ракеты, а целого поезда, без массы взрывного материала M_2 передней ракеты, которая действует на весь поезд со всем его еще нетронутым горючим.

21. Поэтому мы должны заменить в формуле 19 массу ракеты M_1 массою поезда M_1' по формуле:

$$M_1' = (M_1 + M_2)\,n - M_2,$$

где n означает число ракет. Очевидно, что это выражение относится не только к полному поезду, состоящему из определенного числа ракет n_1, но ко всякому другому частному поезду (после убыли нескольких передних ракет), состоящему только из меньшего их числа n_1'.

22. Теперь вместо 19 формулы получим:

$$\frac{V}{W} = \ln\left[1 + \frac{M_2}{(M_1 + M_2)\,n - M_2}\right].$$

23. Для первого поезда, состоящего из наибольшего числа (n_1) ракет, получим:

$$\frac{V_1}{W} = \ln\left[1 + \frac{1}{\left(\frac{M_1}{M_2} + 1\right)n_1 - 1}\right].$$

24. Для второго поезда, в котором одной ракетой меньше, найдем:

$$\frac{V_2}{W} = \ln\left[1 + \frac{1}{\left(\frac{M_1}{M_2} + 1\right)(n_1 - 1) - 1}\right].$$

25. Также и для остальных. Вообще же для поезда порядка x будет:

$$\frac{V_x}{W} = \ln\left[1 + \frac{1}{\left(\frac{M_1}{M_2} + 1\right)(n_1 - x + 1) - 1}\right].$$

26. Напр[имер], для последнего поезда $x = n_1$. Подставив, получим формулу 19 для одинокой ракеты.

27. Скорость первого поезда выражается формулой 23, полная скорость второго — суммою скорости первого поезда и прибавочной скорости второго. Вообще полная скорость поезда порядка x выражается суммою прибавочных скоростей (25) первых x поездов. Полная скорость последней задней ракеты будет равна сумме прибавочных скоростей всех поездов, от самого сложного до последнего, состоящего из одной ракеты (порядка n_1).

28. Из общей формулы (25) мы видим, что прибавочные скорости поездов тем больше, чем меньше осталось ракет. Наименьшая прибавочная скорость — у полного поезда, наибольшая — у последнего, когда $x = n_1$, т. е. когда в нем осталась только одна ракета. Прибавочные скорости возрастают весьма медленно, и поэтому очень большое число ракет дает мало выгоды, т. е. немного увеличивает полную скорость последней ракеты.

Все же возрастание космической скорости было бы беспредельным, если бы не ограниченная крепость материала, из которого сделаны ракеты.

29. Вычисления можно упростить, если считать поезда с конца, в обратном порядке, т. е. последний поезд из одинокой ракеты считать за первый, предпоследний — за второй и т. д. Тогда порядковое число будет y, и мы получим:

$$y + x = n_1 + 1.$$

30. Выключая с помощью этого уравнения x из уравнения (25), получим:

$$\frac{V_y}{W} = \ln\left[1 + \frac{1}{\left(\frac{M_1}{M_2} + 1\right)y - 1}\right].$$

Этим мы доказали, что при счете поездов с конца прибавочная скорость не зависит от полного числа ракет (n_1) в поезде, а только от обратного их порядка (y).

31. Так, составим таблицу, по которой легко будет узнавать полную скорость каждого частного поезда и наибольшую полную скорость последнего поезда, состоящего из одной ракеты.

Порядок (y) поезда с конца:									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Порядок с начала (x):									
10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
Относит[ельная] прибавочная скорость, если $M_1 : M_2 = {}^1/_3$:									
1,386	0,470	0,262	0,207	0,166	0,131	0,113	0,100	0,09	0,08
Относит[ельная] окончательная скорость последнего поезда (из одной ракеты), состоящего в начале движения из нескольких ракет:									
1,386	1,856.	2,118	2,325	2,491	2,622	2,735	2,835	2,925	3,005

32. Если, напр[имер], у нас поезд из 4 ракет, то последняя окончательная относительная скорость будет 2,325, т. е. она будет во столько раз больше скорости отброса.

Скорости частных поездов (при четырех ракетах) в нормальном порядке x можно узнать из третьей строки. Они будут по времени, начиная с самого сложного:

$$0{,}207;\ 0{,}207 + 0{,}262 = 0{,}469;\ 0{,}469 + 0{,}470 = 0{,}939;\ 0{,}939 + 1{,}386 = 2{,}325.$$

Для поезда из десяти ракет полная скорость последней ракеты = =3,005. Скорости частных поездов этого поезда, по порядку x, узнаем также из третьей строки, складывая ее числа, начиная справа.

33. Истинные скорости можем определить, зная скорость отброса (W), т. е. вылетающих из взрывной трубы продуктов горения. Получим такую таблицу:

Число ракет в поезде:									
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Окончательная секундная скорость последнего поезда в км [в сек.], если $M_1 : M_2 = {}^1/_3$ и $W = 3$ км [в сек.]:									
4,17	5,58	6,36	6,96	7,47	7,86	8,19	8,49	8,76	9,00
То же, но $W = 4$ км [в сек.]:									
5,56	7,49	8,49	9,28	9,96	10,48	10,92	11,32	11,68	12,00
То же, но $W = 5$ км [в сек.]:									
6,95	9,30	10,60	11,60	12,45	13,10	13,65	14,15	14,60	15,00

Даже при употреблении нефти и использовании энергии горения в 50% ($W = 3$), при 7—8 поездах, получается космическая скорость. При большем использовании она получается уже при трех и даже двух поездах. Для удаления от Земли и достижения планет и астероидов может быть достаточно десятиракетного поезда.

34. Если в форм[уле] 30 масса ракеты M_1 велика в сравнении с массой отброса M_2, или частный поезд содержит много ракет, т. е. y велико, то второй член в форм[уле] 30 представит малую, правильную дробь Z.

Тогда можем положить приблизительно:

$$\ln(1+Z) = Z - \frac{Z^2}{2} + \frac{Z^3}{3} - \frac{Z^4}{4} \ldots$$

Чем меньше дробь Z, тем меньше можем брать членов.

35. Положим, напр[имер], как раньше: $M_1 : M_2 = {}^1/_3$ и $y = 6$.

Первое приближение по 34 даст ${}^1/_7 = 0{,}143$. Это немного больше, чем по таблице 31 (0,131). Второе приближение будет 0,133, что еще ближе к истине. Если возьмем девятиракетный поезд, то $Z = {}^1/_{11}$ и первое приближение даст $Z = 0{,}091$, что уже почти согласуется с таблицей.

36. Итак, начиная с 11-го поезда, можем смело положить:

$$\frac{V_y}{W} = Z = \frac{1}{\left(\frac{M_1}{M_2}+1\right)y - 1}.$$

37. Сумму прибавочных скоростей поездов далее 11-го с конца можем узнать, приблизительно, интегрированием выражения 36-го. Именно получим:

$$\frac{M_2}{M_1+M_2} \cdot \ln\left[\left(\frac{M_1}{M_2}+1\right)y - 1\right] + \text{const}.$$

Если $\text{const} = 10$, то сумма прибавочных скоростей равна нулю. Следов[ательно],

$$\text{const} = -\frac{M_2}{M_1+M_2} \ln\left[\left(\frac{M_1}{M_2}+1\right) \cdot 10 - 1\right].$$

Значит, для суммы прибавочных скоростей получим:

$$\frac{M_2}{M_1+M_2} \cdot \ln\left[\frac{\left(\frac{M_1}{M_2}+1\right) \cdot y - 1}{\left(\frac{M_1}{M_2}+1\right) \cdot 10 - 1}\right].$$

38. Полагая тут $y = 11$ (одиннадцатый поезд, т. е. прибавку одной ракеты к десяти), найдем относит[ельную] прибавочную скорость в 0,077 (см. табл. 31).

Если мы прибавим 10 поездов, то $y = 20$ и суммированная прибавочная скорость десяти поездов будет 0,55. При скорости отброса в 4 км [в сек.] прибавка абсолютная составит 2,2 км [в сек.].

Прибавим 90 ракет; $y = 100$ и прибавочная скорость будет 1,78. Абсолютная прибавка ($W = 4$ км [в сек.]) равна 7,12 км [в сек.]. По табл. 33 десять поездов при тех же условиях дают 12 км [в сек.]. Значит, сто поездов дадут секундную скорость в 19,12 км [в сек.]. Это более чем нужно для удаления к иным солнцам.

При 50% использовании горючего (табл. 33) найдем, что скорость от 100 поездов будет $9 + 5{,}34 = 14{,}34$ км в секунду.

39. При более чем сто ракет в поезде можем суммированную прибавочную скорость выразить формулой (из 37):

$$\frac{M_2}{M_1 + M_2} \cdot \ln \frac{y}{10} \, .$$

40. Напр[имер], для тысячи поездов наибольшая относит[ельная] скорость будет 3,454. Если $W = 4$, то абсол[ютная] прибавка от 990 ракет $= 13{,}82$, а всего от тысячи ракет получим 25,82 км в секунду.

41. Представим себе сначала горизонтальное движение всех поездов. У последней ракеты будет наибольшее секундное ускорение (прибавка скорости в 1 секунду). На практике удобно, чтобы сила взрывания была постоянной. Если это будет так, то ускорение одинокой ракеты сначала будет слабее, потому что масса будет велика, ибо горючее еще не израсходовано. Потом, по мере его сгорания, ускорение будет больше. Так, при нашем тройном запасе в начале ускорение будет в 4 раза больше, чем в конце, когда весь взрывной материал вышел.

42. При взрывании, нормальном к направлению тяжести, пользоваться большим ускорением (на твердом пути, в воздухе или в пустоте) невыгодно. Во-первых, понадобятся особые предохранительные средства для спасения пассажира от усиленной тяжести, во-вторых, самая ракета должна делаться прочнее, а стало быть, и массивнее, в-третьих, взрывные трубы и другие машины должны быть тоже крепче и массивнее.

43. Примем наибольшее ускорение поезда в 10 м [в сек.^{2}]. Такое же ускорение в 1 секунду Земля сообщает свободно падающим предметам. Ясно, что подобное ускорение будет в последнем поезде из одинокой ракеты — притом в конце равномерного взрывания. Мы допустим, что сила этого взрывания уменьшается пропорционально уменьшению полной массы ракеты, так что ускорение все время будет постоянным и равным 10 м в сек ^{2}.

44. Масса поездов из двух и более ракет мало изменяется, и потому там силу взрывания можем принять постоянной. Там ускорение можем

считать неизменным. Притом оно будет тем меньше, чем число ракет в поезде больше. Так что некоторая неравномерность ничему повредить не может.

45. Ускорение второго поезда (с конца) будет вдвое меньше, так как масса его вдвое больше. Десятого — в десять раз меньше, так как он содержит 10 ракет одинаковой массы и т. д.

Выходит, что напряжение горизонтального поезда или его относительный вес не зависит от числа ракет. Действительно, если даже будет 1000 ракет, то натяжение его будет, с одной стороны, благодаря массе, в 1000 раз больше, с другой, благодаря малому ускорению, в 1000 раз меньше. Очевидно, поезд из сколько угодного числа ракет будет иметь такое же натяжение, как и состоящий из одной ракеты.

46. Если натяжение поезда длинного больше, то только благодаря трению и сопротивлению воздуха. Этим мы пока пренебрежем.

47. Наклон пути к горизонту также увеличивает натяжение поезда пропорционально его длине. Но если мы примем кривой путь, постепенно восходящий, причем наклон его будет (тангенс или синус наклона) очень мал и пропорционален ускорению поезда, то и этим обстоятельством можем пренебречь.

48. Имея все это в виду, вычислим времена, скорости, рейсы и подъемы поездов (см. табл. 49).

Очень удобно допустить, что взрывной отдел в каждой ракете устроен и действует одинаково. Тогда время взрывания, при полном израсходовании одного и того же запаса горючего, также будет одинаково во всех ракетах.

Если получим первую космическую секундную скорость в 8000 м, то там, вне атмосферы, давлением света или другим способом уже легко будет удаляться от Земли и путешествовать в пределах солнечной системы и даже далее (см. «Исследование» 26 года, стр. 80) [7].

49. Поезд в 5 ракет.

	Номера поездов в хронологическом порядке:				
(1)	1	2	3	4	5
	Число ракет в каждом поезде:				
(2)	5	4	3	2	1
	Среднее секундное ускорение в м [в сек.^{2}]:				
(3)	2	2,5	3,33...	5	10
	(Время взрывания постоянно). Относительная прибавочная скорость каждого поезда:				
(4)	0,2	0,25	0,333...	0,5	1,0

Окончательная относит[ельная] скорость каждого поезда:

(5)	0,2	0,45	0,783	1,283	2,283

Абсол[ютная] скорость каждого поезда, если прибавочную скорость последней ракеты принять в 5520 м [в сек.] (см. «Исследование» 26 года):

(6)	1104	2484	4322	7082	12602

(7) Время взрывания в секундах $= 1104 : 2 = 552 = 5520 : 10 = 552$.

Оно одно и то же для всех ракет.

Средняя скорость каждого поезда в м [в сек]:

(8)	552	1242	2161	3541	6301

Весь пройденный каждым поездом путь в км (при взрывании):

(9)	288,14	685,58	1192,87	1954,63	3478,15

Тангенс наклона:

(10)	0,02	0,025	0,033...	0,05	0,1

Отвесный полный подъем кажд[ого] поезда в км:

(11)	5,76	17,1	39,6	97,7	347,8

То же, если наклон вдвое меньше:

(12)	2,88	8,5	19,8	48,8	173,9

Окончательные скорости при 50 % использовании взрывных веществ, когда скорость одинокой ракеты = 3900 [м] в сек.:

(13)	780	1755	3054	4992	8892

Длина поездов в м:

(14)	150	120	90	60	30

50. Из 6-й строки видим, что пятикратный поезд дает скорость, достаточную для удаления от Земли и даже от ее орбиты. Почти первую космическую (8000 м [в сек.]) скорость приобретает предпоследний поезд, состоящий из двух ракет. Так что ему немного не хватает, чтобы носиться вне атмосферы, кругом Земли, вместе с последней ракетой, взрывчатый материал которой еще не израсходован. Понятно, что он может быть заменен каким-либо другим грузом. Отсюда видна возможность делать спутниками Земли целые нагруженные поезда, если полное число составных частей поезда, т. е. ракет, достаточно велико.

51. Из 7-й строки видно, что время взрывания в каждом поезде равно 552 сек., или 9,2 минуты. Пять поездов возьмут 46 минут времени. Значит, менее чем в час все будет закончено, и последняя ракета сделается блуждающим телом.

Запас взрывных веществ у нас втрое более веса ракеты с остальным содержимым и потому равен 27 тонн. Следовательно, в секунду должно

взрываться 48,9 кг. Равномерность действия требует большого числа взрывных труб. Если в каждой ракете их будет 40, а мотор дает в секунду 30 оборотов, или 30 накачиваний (порций) в секунду, то каждая порция составит 0,041 кг, или 41 г. С чем сравнится эта канонада!... 1200 холостых выстрелов в секунду в 41 г сильного взрывчатого вещества каждый. И она продолжается последовательно и непрерывно во всех ракетах в течение 46 минут.

52. Мы дали для размеров ракеты, для ее поперечника 3 м. На первое время можно ограничиться одним метром. Тогда вся эта ужасающая картина ослабится в 27 раз (три в кубе). Мы говорили, что в этом случае последняя космическая ракета может особым образом развернуться и быть просторным помещением для человека. Но об этом в другом месте.

53. Из 9-й строки видно, что пути, пройденные поездами, не превышают размеров земного шара. Но отвесный подъем каждого поезда (строка 11) гораздо меньше. Так, только первый поезд, прокатясь по Земле 288 км, поднимается на высоту 5—6 км. Второй поезд уже скоро должен оставить твердую дорогу и лететь в воздухе. Последняя ракета, не кончив еще взрывания, улетает уже за пределы атмосферы. Это — когда наибольший тангенс угла подъема (у последнего поезда) равен 0,1, а соответствующий угол с горизонтом — 6 градусов. Для первого поезда он немного более 1°, для второго — 2° и т. д.

54. При наклоне, вдвое меньшем (строка 12), уже два поезда могут время своего взрывания проводить на твердом пути. Высота земных гор еще позволяет это. Тогда твердый путь составит около 600—700 км.

55. В строке 13 мы предположили 50% использования энергии взрывных веществ. И тогда последний поезд получает скорость, на много превосходящую первую космическую (8 км [в сек.]). Ракетные рейсы, понятно, при этом будут короче.

56. Наибольший начальный поезд имеет в длину 150 м. Если же ограничиться на первое время втрое меньшими размерами, то всего получим для пятиракетного поезда 50 м.

57. Мы уже говорили, что прочность поезда (на разрыв) не зависит от числа ракет на горизонтальном пути. Однако достаточна ли прочность одинокой ракеты?

Площадь сечения оболочки ракеты везде одинакова и равна (при толщине в 2 мм) 18000 кв. мм. Сопротивление разрыву, при шестикратном запасе прочности, будет не менее 180 тонн. Ракета со всем содержимым (и горючим) имеет массу в 36 тонн. Ускорение в 10 м [в сек.^{2}], в связи с обыкновенной тяжестью, создаст относительную тяжесть в 1,4 раза больше земной. Но горизонтальная составляющая будет только равна земной. Таким образом, ракета подвергается натяжению, равному 36 тоннам. Эта разрушающая сила в 5 раз меньше силы сопротивления ма-

териала. Если же примем ракеты в три раза меньшего диаметра и длины, то разрушающая сила будет в 15 раз меньше прочного сопротивления.

58. Наклонное движение увеличивает это разрушающее влияние. Но оно для всех поездов одинаково. Так, для одинокой ракеты наклон наибольший и увеличивает напряжение только на 0,1. Наклон, напр[имер], пятикратной ракеты в 5 раз меньше, так что, несмотря на большую массу, напряжение будет увеличено (в сумме) тоже на 0,1.

59. Отсюда видно, что ракеты могли бы делаться менее массивными, если бы не газовое сверхдавление, неизбежное в пустоте. Его все же можно уменьшить в 4 раза, так как вместо 4 атмосфер сверхдавления можно ограничиться одной. Однако оболочка окажется для малых ракет непрактично тонка.

60. Ввиду избыточной крепости поезда на растяжение, мы предложим еще таблицы на поезда из 1, 2, 3, 4 и 5 ракет. Но здесь мы допускаем, что сила и скорость взрывания одной и той же массы взрывного материала пропорциональны массе поезда. Так, первый поезд, положим из 5 ракет, тянется силою в пять раз большею, чем одна ракета, и потому оба поезда имеют одно и то же ускорение. Также и все частные поезда одного и того же обоза. Выходит, что, несмотря на различие в числе ракет разных поездов, у нас как бы движется одно тело с неизменным секундным ускорением. Но времена взрывания, конечно, обратны массам частных поездов (ибо чем сильнее взрывание, тем скорее оно и кончается).

61. Во всех таблицах (см. 62 и 63) мы принимаем окончательную суммовую скорость последней ракеты равной первой космической скорости в 8 км [в сек.]. Таблицы, между прочим, дают ответ на вопрос: какая же при этом требуется прибавочная скорость для одинокой ракеты. Из 6-й строки таблиц мы видим, что эти наибольшие прибавочные скорости будут таковы для разных поездов:

Число ракет в поезде:				
1	2	3	4	5
Требуемая прибавочная скорость от одинокой ракеты в км [в сек.]				
8	5,3	4,4	3,8	3,5

Мы видим, что прибавочная скорость тем меньше, чем число ракет в поезде больше. Так, для пятиракетного поезда она только 3,5 км в секунду, что достигается при относительном запасе горючего в 1 или 1,5.

Из 10-й и 16-й строк видим, что длина рейсов по твердому грунту тут гораздо меньше. Также весь процесс взлета короче: всего 800 секунд или 13,3 минуты, так как секундное ускорение (10 м) не уменьшается, пока идет взрывание.

62. Длина ракеты 30 м.

	1 ракета	2 ракеты		3 ракеты		
Номера поездов:						
[1]	1	1	2	1	2	3
Число ракет и относительная сила взрывания:						
[2]	1	2	1	3	2	1
Относительное время взрывания:						
[3]	1	1	2	1	1,5	3
Относительное время ускоренного движения каждого поезда:						
[4]	1	1	3	1	2,5	5,5
Окончательная скорость каждого поезда в м [в сек.]:						
[5]	8000	2667	8000	1454	3636	8000
Прибавка скорости каждого поезда [в м в сек.]:						
[6]	8000	2667	5333	1454	2182	4364
Время движения каждого поезда с предыдущими в секундах:						
[7]	800	266,7	800	145,4	363,6	800,0
Время движения одного поезда в секундах:						
[8]	800	266,7	533,3	145,4	218,2	436,4
Средняя скорость каждого поезда в м [в сек.]:						
[9]	4000	1333,3	4000	727,2	1818,2	4000,0
Длина пути каждого поезда с предыдущими в км:						
[10]	3200	355,5	3200	105,7	661,1	3200
Пролет каждого поезда отдельно в км:						
[11]	3200	355,5	2844,5	105,7	555,4	2538,9
Высота поднятия. Синус угла = 0,30:						
[12]	960	106,7	960	31,7	198,3	960
То же. Синус угла = 0,25:						
[13]	800	88,9	800	26,4	166,3	800,0
То же. Синус угла = 0,20:						
[14]	640	77,1	640	21,1	132,2	640,0
То же. Синус угла = 0,15:						
[15]	480	53,3	480	15,8	99,2	480,0
То же. Синус угла = 0,10:						
[16]	320	35,5	320	10,6	66,1	320,0
Длина всего поезда в м:						
[17]	30	60	30	90	60	30

63. Длина ракеты 30 м.

	4 ракеты				5 ракет				
	Номера поездов:								
[1]	1	2	3	4	1	2	3	4	5
	Число ракет в каждом и относительная сила взрывания:								
[2]	4	3	2	1	5	4	3	2	1
	Относительное время взрывания каждого поезда:								
[3]	1	1,33	2	4	1	1,25	1,67	2,5	5
	Относительное время ускоренного движения каждого поезда:								
[4]	1	2,33	4,33	8,33	1	2,25	3,92	6,42	11,42
	Окончательная скорость каждого поезда в м [в сек.]:								
[5]	960,4	2237,7	4158,5	8000	700,6	1576,3	2746	4497,8	8000
	Прибавка скорости каждого поезда в м [в сек.]:								
[6]	960,4	1277,3	1920,8	3841,5	701	876	1170	1752	3502
	Время движения каждого поезда с предыдущими в секундах:								
[7]	96,0	223,8	415,8	800,0	70	158	275	450	800
	Время ускоренного движения одного поезда в секундах:								
[8]	96,0	127,8	192,0	384,2	70	88	117	175	350
	Средняя скорость каждого поезда в м [в сек.]:								
[9]	480,2	1118,8	2079,2	4000,0	350	788	1373	2249	4000
	Длина рейса каждого поезда с предыдущими в км:								
[10]	46,08	250,43	864,45	3200	24,50	124,50	377,57	1012,05	3200
	Пролет каждого поезда отдельно в км:								
[11]	46,1	204,3	614,0	2335,6	24,5	100,0	253,1	634,4	2188,0
	Высота поднятия. Синус угла = 0,3:								
[12]	13,8	75,1	259,3	960,0	7,35	37,35	112,28	303,61	960
	То же. Синус угла = 0,25:								
[13]	11,5	62,6	216,1	800,0	6,1	31,1	94,4	253,0	800
	То же. Синус угла = 0,20:								
[14]	9,6	50,1	172,9	640,0	4,9	24,9	75,5	204,4	640
	То же. Синус угла = 0,15:								
[15]	6,9	37,5	129,7	480,0	3,67	18,6	56,7	151,8	480
	То же. Синус угла = 0,1:								
[16]	4,6	25,0	86,4	320,0	2,45	12,4	37,8	101,2	320
	Длина всего поезда в м:								
[17]	120	90	60	30	150	120	90	60	30

64. Наклон твердой дороги к горизонту и тут надо признать очень малым, но постоянным, напр[имер] в 6 градусов, причем синус угла будет равен 0,1. Дорога выйдет прямой, но не вогнутой, как в случае непостоянного секундного ускорения частных поездов.

65. Для поездов из 2, 3 и 4 ракет можно допустить не только ускорение постоянным, но и время взрывания таким же неизменным. Но для этого запас горючего в каждой ведущей ракете должен быть пропорционален силе взрывания, или массе каждого частного поезда. Значит, первые ракеты (или поезда) не только взрывают скорее, но и дольше, чем по таблицам 62 и 63, в силу большего запаса горючего. Тут также все частные поезда двигаются, как одно тело с постоянным ускорением. На этом основании составим следующую таблицу (см. табл. 66).

66. Длина ракеты 30 м.

	2 ракеты		3 ракеты			4 ракеты			
Номера поездов:									
(1)	1	2	1	2	3	1	2	3	4
Число ракет в частном поезде, относительная сила взрывания и запас горючего:									
(2)	2	1	3	2	1	4	3	2	1
Относительное время ускоренного движения каждого поезда:									
(3)	1	1	1	1	1	1	1	1	1
Относительное полное время взрывания каждого поезда:									
(4)	1	2	1	2	3	1	2	3	4
Окончательная скорость каждого поезда в км [в сек.]:									
(5)	4	8	2,7	5,3	8	2	4	6	8
Прибавочная скорость каждого поезда [в км в сек.]:									
(6)	4	4	2,7	2,7	2,7	2	2	2	2
Полное время движения каждого поезда, если секундное ускорение всегда равно 10 м									
(7)	400	800	267	533	800	200	400	600	800
Время движения одного поезда в секундах:									
(8)	400	400	267	267	267	200	200	200	200
Средняя скорость каждого поезда в км [в сек.]:									
(9)	2	4	1,33	2,67	4,00	1	2	3	4
Полная длина пути каждого поезда (с предыдущими) в км:									
(10)	800	3200	355,5	1422	3200	200	800	1800	3200
Пролет каждого поезда отдельно:									
(11)	800	2400	355,5	1066,5	1778	200	600	1000	2200
Полная высота поднятия в км. Синус угла = 0,1. Уг[ол] = 6°:									
(12)	80	320	35	142	320	20	80	180	320
Длина поезда в м:									
(13)	60	30	90	60	30	120	90	60	30

67. Наклон твердой дороги к горизонту и вообще тут может быть постоянным. Напр[имер], тангенс угла (6°) наклона равен 0,1.

Даже первый частный поезд тут только часть пути может идти по твердому грунту. Другая бо́льшая часть совершается в атмосфере.

Из 6-й строки видно, что прибавочные скорости одинаковы для частных поездов одного кортежа и тем меньше, чем число ракет в кортеже больше. Для четырехракетного поезда прибавочная секундная скорость только 2 км, что соответствует относительному запасу горючего от 0,5 до 0,7 (по отношению к массе ракеты без взрывчатых веществ).

Передние земные поезда и могут иметь большую массу горючего, так как число людей на них может быть меньше и оборудование их проще, ибо они возвращаются сейчас же на Землю.

68. Все же наиболее практичны и осуществимы поезда из одинаково устроенных ракет, с неизменным запасом горючего и постоянною силою взрыва (см. [п.] 4). Они же могут состоять и из громадного числа членов (отдельных ракет), что увеличивает окончательную скорость или позволяет довольствоваться небольшим запасом горючего в каждой отдельной ракете (или слабым его использованием). Одним словом, и при несовершенстве реактивных приборов можно тогда получить космические скорости.

69. Вот таблица на десятиракетный поезд. Время взрывания (3 строка) в каждом частном поезде одно и то же, что следует из одинакового устройства членов поезда. Если это время означим через x и будем требовать от последней ракеты (поезда) первой космической скорости, то, на основании четвертой строки, имеем:

70. $1x + 1{,}1\,x\ldots + 1{,}25\,x\ldots + 2x\ldots + 5x + 10x = 29{,}29x = 8000$, откуда $x = 273{,}1$ секунды.

71. Наибольшая прибавочная скорость, требуемая от последней одинокой ракеты, будет только 2,7 км [в сек.] (6°), что соответствует относительному запасу горючего от 0,8 до 1. Если же запас будет больше, то и окончательная скорость будет больше. Но на первое время это не нужно.

72. Первые 4 поезда могут идти по твердому грунту, причем подъем = 6 км, а длина всего пути 419 км (см. 13 и 10 строки). Это допустимо для Земли. Пятый поезд заканчивает свой путь в атмосфере, а остальные 5 даже начинают его в ней. Ввиду шарообразности Земли поднятие для последних поездов гораздо больше, чем видно из строки 12.

Длина всего пути, во время взрывания, достигает 3 тысяч верст.

73. Твердая дорога крива: вогнута (см. строку 14). Точные вычисления относительно этой кривизны дают формулы чересчур сложные (со вторыми производными), и мы их тут не можем приводить, чтобы не затемнять главного. Но допустим, что кривизна пути постоянна для каждого поезда. Известная элементарная теорема нам даст: $r = L^2 : 2h$, где по порядку означены: радиус кривизны, пройденный путь и отвесное поднятие h.

Таблица 69

Длина одной ракеты = 30 м. Ракеты одинаковы по устройству и запасу горючего

	Номера частных поездов:									
(1)	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
	Число ракет в каждом частном поезде:									
(2)	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1
(3)	Время взрывания одно и то же:									
	Секундное ускорение каждого поезда в м:									
(4)	1	1,111	1,250	1,429	1,667	2	2,5	3,333	5	10
(5)	Если желаем достигнуть первой космической скорости в 8 км [в сек.], то время взрывания будет = 8000 м [в сек.] : 29,29 м [в сек.²] = 273,1 сек.									
	Прибавочная скорость каждого поезда в м [в сек.]:									
(6)	273	301	343	391	456	546	682	1009	1365	2734
	Окончательная скорость каждого поезда в м [в сек.]									
(7)	273	574	917	1308	1764	2310	2992	3901	5266	8000
	Средняя скорость каждого поезда в м [в сек.]:									
(8)	136	287	458	654	882	1155	1496	1950	2633	4000
	Длина пути каждого поезда в км (см. 3 и 5 строки)									
(9)	37,1	78,3	125,0	178,5	240,8	315,3	408,4	532,3	718,8	1092,4
	Весь пройденный путь каждого поезда с предыдущими в км:									
(10)	37,1	115,4	240,4	418,9	659,7	975,0	1383,0	1915,7	2634,5	3726,9
	Наклон пути каждого частного поезда. Тангенс угла (6°) последнего примем в 0,1. Наклон других пропорционален ускорению:									
(11)	0,01	0,0111	0,0125	0,0143	0,0167	0,02	0,025	0,0333	0,05	0,1
	Полная высота поднятия каждого поезда в км:									
(12)	0,371	0,870	1,562	2,553	4,021	6,306	10,21	17,72	35,94	109,24
	Полная высота в км:									
(13)	0,371	1,241	2,803	5,356	9,377	15,683	25,89	43,61	79,55	188,79
	Высота по отношению к рейсу (12 и 10):									
(14)	0,01	0,01090	0,01179	0,01278	0,0140	0,0161	0,0187	0,0227	0,0302	0,0508
	Полное время взрывания каждого поезда в секундах:									
(15)	273	546	819	1092	1365	1638	1911	2184	2457	2730

Строки 10 и 13 позволяют определить радиус кривизны для каждого участка пути. Так, для 1-го, 5-го и последнего, т. е. 10-го, найдем в километрах: $r = 1850$, 23220 и 36770. Отсюда видно, что радиусы кривизны возрастают. От этого центробежная сила уменьшается. Но она, в то же время, растет от увеличения скорости поездов (истинные радиусы больше, а потому истинная центробежная сила меньше).

74. Для трех этих случаев вычислим ее в метрах секундного ускорения. Как известно, она равна $F_ц = V^2 : r$, где означены центробежная сила, скорость движения и радиус кривизны пути. Эта формула, строка 7 и параграф 73 дают: $F_ц = 0{,}04$, 1,34 и 1,74. По отношению к силе земной тяжести (10 м ускорения в секунду [2]) это составляет от 0,004 до 0,17. Но не забудем, что только четвертый поезд может двигаться по твердому пути и развивать центробежную силу. Остальные двигаются в атмосфере, и тогда центробежной силы может совсем не быть: вообще, она будет зависеть от нас, т. е. от управления (от наклона рулей). Для 4-го поезда $r = 16\ 360$ и $F_ц = 1{,}05$, т. е. сила, придавливающая поезд к пути, не более одной десятой тяжести поезда (на деле еще меньше).

75. Обратимся вообще к относительной силе тяжести, образующейся в поезде во время его движения. Центробежная сила прижимает поезд к дороге сначала незаметно, потом сильнее, но максимум не доходит до 0,1 тяжести Земли. Этой силой мы пренебрежем. Вторая, нормальная к ней, сила зависит от ускоренного движения поезда. Наибольшая величина его равна земному ускорению (10 м [в сек.^{2}]). Этой величиной уже пренебречь нельзя. Слагаясь с притяжением Земли, обе силы дают ускорение, приблизительно равное 14 м [в сек.^{2}], что в 1,4 раза больше земного ускорения. Человек весом в 75 кг будет весить в поезде не более 105 кг. Такое увеличение тяжести, в течение немногих минут, легко вынести даже в стоячем положении, не говоря уже про молодых здоровяков и более покойное положение. Тяжесть будет возрастать понемногу, изменяясь от 1 до 1,4 по отношению к обыкновенной. Наклон этой относительной тяжести к отвесу также растет постепенно, от нуля до 45°. Горизонтальная земная поверхность, по мере увеличения ускорения, как бы наклоняется все более и более и в конце ускоренного движения кажется для пассажира, что поезд мчится на гору под углом в 45°. В начале движения эта гора почти горизонтальна, потом делается все круче, под конец же твердого пути представится почти отвесной. Зрелище ужасающее и поражающее. Трение и сопротивление воздуха немного ослабляют ускоренное движение и потому ослабляют и самое усиление тяжести.

76. Когда поезд срывается с твердого грунта и мчится в воздухе, то явление усложняется.

В атмосфере будет то же самое, если равнодействующая взрывающих сил будет направлена вдоль продольной малонаклонной оси ракеты. Тогда она, падая, будет испытывать сопротивление воздуха, равное ее весу. Воздух будет давить на нее, как и твердая дорога.

Однако ракета, летя в наклонном положении, носом кверху, не упадет на Землю, так как будет подниматься быстрее, чем опускаться.

77. Опускание от земной тяжести будет в начале медленное и ускоренное, потом же достигнет такой скорости, при которой давление воздуха сравняется с весом ракеты. Тут отвесная скорость падения сделается по-

стоянной и не очень значительной в сравнении с непрерывно возрастающей скоростью поднятия ракеты.

78. Ракета, параллельно утроенная или учетверенная, на три квадр[атных] метра своей горизонтальной проекции даст тяжесть, при начале взрывания, как мы видели, около 0,9 тонны. (Для ракет с диаметром в 1 м — в 9 раз меньше). На 1 кв. метр придется 0,3 т (см. 8). Таково же будет и давление воздуха на квадр[атный] метр горизонтальной проекции снаряда. Это обстоятельство может нам служить для составления уравнения. Оно же нам даст необходимые выводы.

79. Примем направление равнодействующей взрывания горизонтальным. Тогда встречный поток будет направлен на ракету (полагая основание ее плоским) под углом, которого тангенс равен $(V_h : V)$, где означены постоянная скорость падения ракеты от ее тяжести и переменная скорость поступательного движения ракеты.

80. Давление воздушного потока на нормальную к нему поверхность одного квадратного метра будет не менее $(d : 2g) \cdot V^2$, где даем плотность воздуха, ускорение земной тяжести и скорость потока.

Поток же, действующий на пластинку в наклонном положении, давит сильнее (в удвоенный тангенс угла). Следовательно, давление на каждый квадратный метр основания ракеты выразится:

$$(d : g) \cdot V \cdot V_h.$$

81. Величину этого давления мы должны приравнять весу (G_1) ракеты, приходящемуся на 1 кв. метр ее основания (0,3 тонны, или 300 кг). Следовательно:

$$G_1 = (d : g) \cdot V \cdot V_h.$$

Отсюда

$$\frac{V_h}{V} = (g \cdot G_1) : (d \cdot V^2).$$

Из этого видно, что относительная скорость падения, или угол этого падения (тангенс), быстро уменьшается с увеличением поступательной скорости ракеты. Но он увеличивается с уменьшением плотности воздуха, т. е. с поднятием ракеты в высоту.

82. Вычислим тангенс этого угла для разных скоростей ракеты и разных плотностей воздуха.

Если напр[имер]: $d = 0{,}0012$, $G_1 = 0{,}3$ т, $g = 10$ м[сек^2], $V = 1000$ м [в сек.], то наклон будет $= 0{,}0025$. Даже на высоте 8—10 км, где воздух вчетверо реже, наклон будет 0,01. При секундной скорости ракеты, вдвое меньшей (500 м), наклон будет 0,04. И этот наклон в 2,5 раза меньше принятого нами наклона (0,1) продольной оси ракеты к горизонту (когда она сходит с твердого пути). Значит, и при этих условиях ракета не только

не будет падать, но и будет быстро подниматься кверху, удаляясь от поверхности Земли еще и в силу ее шарообразности.

83. Но разреженность воздуха с течением времени возрастает гораздо быстрее квадрата поступательной скорости ракеты. Поэтому наступит момент, когда тяжесть ракеты не будет уравновешиваться сопротивлением атмосферы, относительная вертикальная составляющая тяжести будет уменьшаться и в пустоте, за пределами атмосферы, исчезнет. Тогда останется только тяжесть от ускоренного поступательного движения ракеты, равного 10 м [в сек.^{2}]. Оно произведет кажущуюся тяжесть по напряжению, равную земной, но по направлению ей почти перпендикулярную Тогда Земля покажется отвесной стеной, параллельно которой мы движемся (восходим).

Но и это продолжится лишь несколько минут: взрывание прекратится и всякие следы тяжести как бы исчезнут.

84. Если положим в последнем уравнении тангенс угла наклона в 0,1 и $V = 1000$ м [в сек], то вычислим: $d = 0{,}00003$, т. е. можно мчаться до высоты, где плотность воздуха очень мала (0,00003. Она будет в 40 раз меньше, чем у уровня океана), и все же не падать при скорости в 1000 м [в сек]. Такая скорость еще не развивает центробежную силу, равную тяжести Земли, и потому не делает путь круговым — без приближения и удаления от Земли. Лишь по достижении секундной скорости в 8 км [в сек] или около путь будет круговым и вечным (только вне атмосферы).

85. Охарактеризуем наши поезда разных систем. Могут быть четыре случая

А. Ракеты устроены почти одинаково. Запас взрывчатых веществ у всех один и тот же, но взрывание тем сильнее, чем масса поезда больше. Благодаря этому ускорение для всех частных поездов одно и то же, но время взрывания обратно массе поезда (62 и 63).

Б. Запас взрывчатых веществ и сила взрывания тем больше, чем больше масса частного поезда. Вследствие этого секундное ускорение и время взрывания для всех поездов одинаковы (см. 66).

В Запас взрывчатых веществ пропорционален массе частного поезда, но сила взрывания постоянна В этом случае время взрывания в каждом поезде тем больше, чем масса его больше. Ускорение же обратно массе частного поезда. Этот случай нами не разобран.

Г. Все ракеты совершенно тождественны по запасу горючего и взрывной машине. Чем больше масса частного поезда, тем меньше ускорение. Время взрывания для всех поездов одинаково (см. 49).

86. Система А неудобна тем, что требует у первых ракет сильного или быстрого взрывания, а следовательно, усложнения и утяжеления взрывного механизма. От этого же и напряжение первых длинных поездов будет громадно. Вся система грозит разрывом, и потому нельзя употреблять многоракетных поездов. Прибавочная скорость каждого поезда такая же,

как и в системе Г. Выгода — в уменьшении длины твердого пути и времени взрывания, но это совсем не важно (62 и 63).

87. Система Б, как и предыдущая А, требует увеличения массы и объема ракеты тем большего, чем больше членов в ведомом ею поезде. Ведь горючее требует помещения, также более сложные и сильные машины. Нельзя тогда и употреблять много ракет в поезде: он разорвется от сильного ускоренного движения. Выгода в быстром увеличении скорости, так как прибавочная скорость одна и та же для всех поездов. Значит, окончательная скорость пропорциональна числу ракет в поезде. Если, напр[имер], прибавочная скорость одинокой ракеты составляет 8 км [в сек.], то поезд системы Б, состоящий из двух ракет, достигает секундной скорости в 16 км, что почти достаточно для блуждания среди иных солнц. Если мы можем от одинокой ракеты получить скорость в 2 км [в сек.], то четырехракетный поезд даст последней ракете уже первую космическую скорость в 8 км [в сек.] (см. 66).

88. Система В практичнее, потому что для длинных поездов ускорение будет слабое, как в системе Г, и потому можно употребить для поезда множество ракет. Взрывные механизмы и самые ракеты почти одинаковы. Но так как количество горючего пропорционально массе частного поезда, то передние ракеты должны быть больше, чтобы вместить большую массу горючего. В этом их недостаток. Но мы видели, что простора в наших ракетах довольно и потому поезд из 2—3 ракет возможен и без изменения объема приборов. Еще выгода в том, что прибавочные скорости не уменьшаются с увеличением числа ракет, как в системе Б. Действительно, хотя ускорение в длинном массивном поезде и меньше, но время взрывания, в силу большого запаса горючего, во столько же раз больше. Поэтому окончательные прибавочные скорости у всех частных поездов одинаковы, что представляет большое преимущество. Удлинение же времен и твердого пути (сравнительно с системами А и Г) не существенно.

89. Хотя мы этот случай не разбирали, но относительно величины прибавочных скоростей может служить таблица 66. Эта система В заслуживает самого усиленного внимания. Если бы мы, например, могли от одинокой ракеты достигнуть скорости всего лишь в 1 кило[метр в сек.] (пушечная скорость может быть больше), что по таблице моего «Исследования» 26 г. требует относительного запаса от 0,2 до 0,3, то и тогда довольно 17 поездов, чтобы достигнуть наибольшей космической скорости, достаточной для достижения всех планет (но не спуска на них) и блуждания в Млечном Пути. Запас горючего в ракетах, начиная с передней, будет не более:

5,1 4,8 4,5 4,2... 1,2 0,9 0,6 0,3

Такие запасы вполне допустимы. Последняя космическая ракета будет почти пуста, т. е. свободна от горючего.

Вот какие перспективы обещает применение поездов, вот как они могут облегчить получение космических скоростей!

90. О системе Г (см. 49) мы достаточно говорили раньше. Ее преимущество в полном однообразии элементов поезда (кроме последней космической ракеты).

Вообще, совершив свое дело, т. е. отправив последнюю ракету в космическое путешествие, все остальные ракеты, какой бы то ни было системы, пролетев более или менее длинный путь в атмосфере, планируя, спускаются на сушу или воду и опять могут служить для того же. Один и тот же поезд, на одном и том же пути, может отправить миллионы приборов в небесное путешествие. Требуется только непрерывный расход на горючее из дешевых продуктов нефти и эндогенных соединений кислорода.

Недостаток системы Г в малой прибавочной скорости. Но если ряд 89 заменим равными членами, напр[имер], в 5,1, то система В превратится в Г, и тогда окончательная скорость еще намного возрастет.

91. Вопрос о материалах для сжигания, устройства взрывных труб, оболочки и других частей ракеты не может быть сейчас решен. Поэтому я пока предполагаю для элементов взрыва нефтяные продукты и жидкий кислород или его эндогенные соединения, а для устройства ракеты — разные известные сорта стали: хромовую, бериллиевую и проч.

Конечно, много выгоднее употребить для элементов взрыва одноатомный водород и озон. Но устойчивы ли достаточно такие материалы и могут ли иметь удобный жидкий вид! Это должны решить химики, специально занимающиеся подобными веществами.

Если возможны хорошие результаты с кислородом, нефтью и сталью, то тем лучше они будут при иных более выходных материалах.

Вопрос о твердой дороге разработан в моем сочинении «Сопротивление воздуха [и скорый поезд]», 27 г.

ПРИБАВЛЕНИЕ О ТЕМПЕРАТУРЕ КОСМИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ

Даже среди ученых существуют противоречивые и неясные представления о температуре тел в эфире, напр[имер], о температуре ракеты.

Говорят о температуре небесного пространства. Говорить об этом невозможно: это не имеет смысла, потому что мы не имеем ясного понятия об эфире. Можно говорить только о температуре газов, жидкостей и твердых тел, помещенных в небесном пространстве.

Если допустить, что кругом какого-нибудь тела в эфире небесного пространства нет никаких других тел, напр[имер] солнц, планет, комет и малых тел, то такое тело будет только терять теплоту, не получая ее взамен от других тел. Весьма вероятно, что температура такого тела дойдет до абсолютного нуля, т. е. будет иметь 273° холода по Цельсию:

движение молекул остановится, но это не значит, что движение их частей, и тем более протонов, и электронов прекратится. Едва ли вполне прекратится даже движение молекул и атомов.

Но мы не будем погружаться в глубины вопроса. Нам нужно представление о простой температуре тел в небесном пространстве. Весьма вероятно, что она близка к 273° холода. Такова температура в удалении от солнц, когда они кажутся звездочками, ибо нагреванием от них тогда можно пренебречь. Сомневаться в этом трудно (хотя и в этом деле выводы ученых разноречивы). Действительно, теперь фактически подтверждается, что температура планет, удаленных от Солнца, очень низка, между тем как они нагреваются солнечными лучами. Если бы они удалились еще дальше от светила, так что все солнца показались бы им звездами, то эта температура несомненно дошла бы до абсолютного нуля (273° холода по Цельсию).

Планеты еще обладают собственной теплотой, они еще борются с их охлаждением, у них еще большой запас тепла и его источников.

Тела же небольшие, к которым можно причислить не только земные тела человеческого обихода, но и астероиды (если они удалены от теплых или накаленных тел), быстро достигают степени абсолютного холода.

Поэтому космическая ракета, вдали от Солнца, между едва мерцающими звездами, по-видимому, находится в критическом положении. Ее температура скоро должна дойти до 273° холода.

Но, во-первых, она может иметь в себе источник тепла, во-вторых, может быть настолько защищена рядом оболочек от потери тепла, что эти потери будут легко вознаграждаться искусственно даже в течение тысяч лет.

Но этот вопрос мы пока оставим. Обратимся к снаряду, который находится на том же расстоянии от Солнца, как Земля. Это нисколько не мешает ему быть вне Земли, на ее орбите, на сотни миллионов верст расстояния от Земли, когда она представляется маленькой звездочкой, подобной Венере.

Наша ракета будет терять тепло только от лучеиспускания, ибо воздуха или другой материальной среды кругом ее нет. Но она же будет и получать тепло от Солнца, и потому температура ее будет понижаться только до тех пор, пока расход теплоты (от лучеиспускания) не сделается равным приходу (от лучей Солнца).

Значит, надо сообразить о величине прихода и расхода и тогда уже решать вопрос о величине установившейся постоянной температуры тела.

Величина прихода, конечно, зависит от энергии лучей Солнца. Мы эту энергию примем постоянной. Но она может совсем не восприниматься нашим телом, если оно покрыто со стороны Солнца одной или

несколькими блестящими оболочками, целиком отражающими эту теплоту. Значит, как бы ни была велика энергия лучей Солнца, она может не восприниматься нашей ракетой, благодаря ее устройству и свойствам поверхности.

Наоборот, есть черные поверхности, которые почти целиком поглощают падающую на них теплоту Солнца.

Итак, приход тепла может колебаться от нуля до некоторой максимальной величины, зависящей от энергии согревающих лучей.

Если бы не было расхода тепла от лучеиспускания, то наша ракета тогда нагрелась бы до температуры Солнца.

Обратимся же к расходу теплоты.

Всякие поверхности тел теряют теплоту, но одни больше, другие — меньше. Притом эта потеря быстро возрастает (в четвертой степени) с увеличением абсолютной температуры тела. Конечно, потери возрастают и с увеличением поверхности (напр[имер], снаряда).

Все эти соображения и вычисления приводят к следующим выводам.

Сооружение, с одной стороны обращенное к Солнцу, имеющее с этой стороны темную поглощающую тепло поверхность, а с другой, противоположной (теневой), огражденное от потерь лучистой энергии несколькими блестящими поверхностями, может иметь температуру, высший предел которой не менее 150° Ц.

Вот практический пример. Имеем шарообразный замкнутый сосуд с газом. Третья доля его поверхности, обращенной к Солнцу, закрыта стеклами, хорошо пропускающими лучистую энергию. Она падает на темную поверхность внутри шара, которая хорошо поглощает лучи Солнца. Остальные две трети поверхности ограждены от потерь тепла одной или несколькими блестящими поверхностями. Температура газа внутри шара доходит до 150° Ц.

Тот же полый шар, обращенный к Солнцу блестящей поверхностью, получает внутри температуру, близкую к 273° холода. Колебание теплоты — более 400° Ц.

Тот же шар, повернутый к Солнцу боком, так что только часть прозрачной поверхности получает лучи Солнца, имеет температуру, среднюю между 273° холода и 150° жары.

Поворачивая шар так и сяк, мы получаем любую температуру между этими пределами. Напр[имер], температуру всех климатов, всех высот и всех времен года земного шара.

Если наш снаряд будет достаточно быстро вертеться, обращаясь периодически прозрачной стороной к Солнцу, то в нем установится средняя температура, близкая (по расчету) к 27° Ц. Это почти вдвое больше, чем средняя температура нашей вращающейся планеты (про Землю).

Но последняя бо́льшую часть солнечных лучей не воспринимает, а отражает обратно в небесное пространство. Ведь 50% земной атмосферы

покрыты всегда облаками, блестящая поверхность которых прекрасно отражает солнечный свет. Вот почему средняя температура Земли близка к 15° Ц.

Вообще температура планет — дело условное и очень сложное, и мы не имеем в виду тут разбирать этот вопрос. В моих рукописях много соображений и вычислений о температуре планет. В печатных же трудах приведены только результаты их...

Кажется, что теперь вопрос о температуре космических ракет достаточно уяснился...

Однако может быть и такое устройство небесных снарядов, что температура их будет выражаться не сотнями, а тысячами градусов. Для этого нужно еще уменьшить расход тепла, не уменьшая его прихода от Солнца.

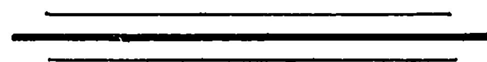
Если бы мы в нашем шаре уменьшили площадь окон и увеличили площадь блестящей поверхности, то потеря тепла уменьшилась бы, но зато и приход тепла сократился бы. Из этого заколдованного круга, однако, можно выйти. Можно оставить в шаре очень маленькое прозрачное отверстие и впускать в него любое количество солнечной энергии, посредством собирательного стекла или сферического зеркала. Отверстие в шаре должно при этом совпадать с фокусным изображением Солнца. Так, потери тепла дойдут до минимума, без всякого сокращения прихода солнечной энергии.

Что же выйдет? Количество тепла в шаре будет возрастать до тех пор, пока ежесекундный приход не сравняется с секундным расходом. Это непременно должно случиться, так как с возвышением температуры расход тепла возрастает. Температура внутри шара может дойти до 1000 и более градусов.

Если бы даже наш снаряд удалился к пределам солнечной системы, туда, где вращается с своими кольцами Сатурн, где мчатся Уран и Нептун,— и там космическая ракета могла бы получить от Солнца теплоту, достаточную для жизни (описанным путем).

Наоборот, есть возможность получения низкой температуры, несмотря на самые горячие лучи Солнца. Это дает средство путешествовать нашему ракетному прибору поблизости Солнца. Не только там, где кружится и жарится в солнечном жару Меркурий, но и еще ближе.

Уже давно (с 1920 г.) мы об этом писали и теперь только повторяем ранее сказанное.



РЕАКТИВНЫЙ АЭРОПЛАН

(Взято из большой рукописи)

2. Этот аэроплан отличается от обыкновенного тем, что совсем не имеет гребного или воздушного винта.

Его действие заменяется отдачей (реакцией) продуктов горения в обыкновенных авиационных моторах.

Но последние требуют некоторого преобразования и дополнения. Так, сжигают много горючего, причем они дают сравнительно небольшую работу, напр[имер], в 10 раз меньше, чем следует по количеству топлива. Они делают большое число оборотов и имеют потому расширенные клапанные отверстия. Продукты горения направляются через конические трубы назад, в кормовую часть аэроплана.

Кроме того, сжигание хотя бы и очень холодного воздуха высот сопровождается его накаливанием.

Вот таблица:

Во сколько раз сжимается какой-нибудь постоянный газ или смесь их (воздух):					
1	6	36	216	1296	7800
Относительная абсолютная температура:					
1	2	4	8	16	32
Абсолютная температура:					
+273	546	1092	2184	4368	8736
То же, по Цельсию:					
0	273	819	1911	4095	8463
Абсолютная температура:					
+200	400	800	1600	3200	6400
То же, по Цельсию:					
—73	+127	+527	1327	2927	6127

Из последней строки видно, что даже при ледяном (—73° Ц) воздухе высот сжимание его в 36 раз уже требует обязательного охлаждения.

Для этого мы пользуемся сильным расширением продуктов горения в разреженной атмосфере и происходящим от этого их сильным охлаждением. Поэтому этот накаленный сжатием воздух проводится предварительно в особый кожух, окружающий кормовые концы труб с расширяющимися продуктами горения. Тогда уже этот сжатый и охлажденный воздух служит для охлаждения рабочих цилиндров, а затем для горения в них.

3. Моя теория самолета [18]95-го и [19]29 г. («Аэроплан») [1] показала, что на высотах он только тогда приобретает усиленную скорость в разреженных слоях атмосферы, когда работа мотора пропорциональна скорости самолета.

Следующая таблица служит для пояснения:

Относительная плотность воздуха высот:				
1	1:4	1:9	1:16	1:25
Приблизительная высота полета над уровнем океана: в км (при 0° Ц):				
0	11,1	17,6	22,1	25,7
Относительная поступательная скорость аэроплана:				
1	2	3	4	5
Требуемая относительная энергия моторов:				
1	2	3	4	5

Этой способностью (выделять работу, пропорциональную скорости снаряда) обладает только реактивный двигатель, в который мы и хотим преобразить обыкновенный авиационный мотор — с целью увеличить скорость аэроплана в разреженных слоях воздуха. Иного выхода нет. Такой вывод мы получаем, если пренебрегаем работой остановки встречного воздушного потока, потребного для сжигания топлива.

Но на высотах приходится сжимать разреженный воздух для употребления в моторах. Для этого-то, главным образом, и пойдет обычная механическая работа двигателей. Потому мы и не можем от них вполне избавиться.

Двигатель, делая огромное число оборотов, работает почти впустую и выделяет сравнительно небольшую работу: он не экономен. Но большая работа нам и не нужна, так как работа сжатия холодного разреженного атмосферного воздуха сравнительно невелика, и энергии моторов (с огромным избытком) на это хватает. Главная цель двигателя: реактивное действие отброса продуктов горения, пропеллер уже устранен.

Покажем величину этой работы. Так как сжимаемый воздух охлаждается кормовыми частями реактивных труб, то температуру его примем постоянной. В таком случае для определения работы его сжатия воспользуемся формулой (14_1) (см. мое «Давление»[2], стр. 9):

$$A = P_1 \cdot V_1 \cdot \ln\left(\frac{V_1}{V}\right).$$

Тут P_1 и V_1— первоначальное давление и объем, а V есть конечный малый объем (после сжатия). Положим, что воздух разрежен в 1000 раз. При этом давление его будет тоже в 1000 раз меньше. Цель наша — сжать этот огромный объем в 1000 раз, чтобы довести его до первоначального малого объема, совершив для этого некоторую работу. Отсюда видно, что произведение $P_1 \cdot V_1$ остается постоянным, какой бы мы разреженный слой воздуха ни взяли. Значит, работа сжатия зависит только от логарифма сжатия ($V_1 : V$). Произведение $P_1 \cdot V_1$ при нуле Цельсия равно 10,3 тоннометра. Теперь, по формуле (14_1), легко составим таблицу работ для получения одного куб. метра сжатого воздуха нормальной плотности. Именно:

Разрежение воздуха или требуемое сжатие:					
1	6	36	216	1296	7800
Работа получения куб. метра воздуха нормальной плотности (0,00129), при нулевой температуре, в тоннометрах (приблизит.):					
0	18	36	54	90	108

Потом (8) мы увидим, что на единицу массы (килограмм) горючего, в случае бензола, требуется около 11 куб. м нормального воздуха[3]. Для получения его из разреженного в 7800 раз нужно 108 тоннометров. Но килограмм бензола может дать не менее 4 сил в течение часа. Это составит работу (75·3600·4) в 1 080 000 килограммометров, или в 1080 тоннометров. Выходит, что эта работа в 10 раз больше требуемой для сжатия.

При меньшем сжатии и работа меньше, как видно из таблицы. Но работа, без охлаждения воздуха, будет гораздо больше. Тут мы можем воспользоваться формулой (39). Именно:

$$A = B \cdot P_1 \cdot V_1 \{1 - (V_1 : V)\}^{1 : (B+1)}. \qquad (32)$$

Из (44) знаем: $B = 2{,}48$ и $1 : (B + 1) = 0{,}287$. Положим $V : V_1 = 780$. Тогда вычислим $A = P_1 \cdot V_1 \cdot 34{,}7 = 358$ тоннометров, т. е. она будет в 3 с лишком раза больше предыдущей (108 тм). Все же она в 3 раза меньше

выделяемой моторами. На практике надо взять среднюю работу, которая будет раз в 5 меньше выделяемой моторами. Вычисленная работа относится к сжиманию в пустоте. Давление атмосферы помогает сжимать, и потому истинная работа меньше, в особенности в нижних слоях атмосферы и при небольшом сжатии.

В низших слоях воздуха аэроплан пребывает недолго. Но и тогда работа моторов полезна и пойдет для воздушного охлаждения рабочих цилиндров и даже для сжатия воздуха, ради усиленного сгорания бензина, увеличения мощности моторов и силы взрывающихся газов.

Действительно формулы и таблицы можем применить и для сжимания нормального воздуха (близ уровня океана) для усиления энергии моторов (только стенки их нужно делать прочнее). Из (14_1) и (39) видно, что работа сжатия при этом пропорционально увеличивается, ибо P_1 увеличивается. Но ведь зато и работа моторов возрастает во столько же раз. А так как запас прочности у рабочих цилиндров всегда излишне велик (что бы не делать очень тонких стенок), то весьма выгодно сжимать воздух даже в нижних слоях атмосферы.

4. При разработке теории таких аэропланов нам приходится иметь дело со сжатием и расширением газов, с их теплопроизводительной способностью, т. е. с теплотой горения, с их скоростью отброса, с их реакцией, с сопротивлением воздуха, с компрессорами и их работой и с разными другими вещами.

Поэтому мы должны снова сослаться еще на нашу печатную работу: «Давление на плоскость» (1930 г.).

5. Для исследования горючего, ради определенности, мы разбираем три рода топлива: водород, углерод, бензол. Для сжигания их берем чистый кислород, обыкновенный воздух или азотный ангидрид (N_2O_5).

Это не значит, что мы считаем такие материалы для двигателей наилучшими или наиболее выгодными, но просто потому, что иные материалы пока не испытаны и еще не доказана возможность их практического применения.

Напр[имер], одноатомный водород (H) выделяет при образовании двухатомного водорода (H_2) в 16 раз больше энергии, чем такая же масса гремучего газа. (См. мое [сочинение] «Косм[ическая] ракета», 27 г., стр. 15)[4]. Но мы не можем предлагать горючего, не испытанного практически. Напр[имер], я не знаю, может ли одноатомный водород (H) быть обращен в жидкость и насколько эта жидкость безопасна в отношении взрыва. То же скажем и про другие материалы, предлагаемые разными авторами, напр[имер] озон (O_3) и легкие металлы, как горючее (напр., алюминий, литий, кальций и т. д.). Также пока не практична идея отбрасывания частей аэроплана или превращения их в топливо.

6. Вот таблица, показывающая относительный вес материалов, участвующих в горении [см. следующую стр.].

Название горючего	Водород	Углерод	Бензол
Формула горючего	H_2	C	C_6H_6
Относит[ельный] вес частицы (молекулы)	2	12	78
Название продуктов горения	Вода	Углекислый газ	Вода и углек[ислый] газ
Формула продуктов горения	H_2O	CO_2	H_2O и CO_2
Относит[ельный] вес потребного для сгорания кислорода (O_2)	16	32	240
То же, но азотного ангидрида (N_2O_5)	21,6	43,2	324
Относит[ельный] вес продуктов горения при кислороде	18	44	318
То же при N_2O_5	23,6	55,2	402
Принимаем вес горючего за единицу	1	1	1
Тогда вес кислорода будет	8	2,67	3,33
Тогда вес продуктов горения будет при кислороде	9	3,67	4,33
Тогда вес N_2O_5 будет	10,8	3,6	4,5
Тогда вес продуктов горения при N_2O_5 будет	11,8	4,6	5,5

7. Если в нашем аэроплане мы сжигаем воздух, то надо указать на количественные отношения его частей.

Для этого предлагаем таблицу:

Название	Возд[ух]	Кислор[од] [5]	Остальное
Состав воздуха по весу	100	23,6	76,4
То же по объему	100	21,3	78,7

Отсюда найдем следующие весовые отношения составных частей воздуха: $N_2 : O_2 = 3{,}24$; $O_2 : N_2 = 0{,}309$; O_2 : воздух $= 0{,}236$; воздух : $O_2 = 4{,}24$, это, напр[имер], значит, что кислород составляет по весу 0,31 веса азота и 0,236 веса всего воздуха.

Для объемных отношений получим: $N_2 : O_2 = 3{,}69$; $O_2 : N_2 = 0{,}271$; O_2 : воздух $= 0{,}213$; воздух : $O_2 = 4{,}70$.

8. Теперь можем дать количество воздуха по весу и объему на единицу массы (килогр.) горючего

Формула горючего	H_2	C	C_6H_6
Количество его по весу	1	1	1
Потребное количество кислорода	8	2,67	3,33
Вес продуктов горения при кислороде .	9	3,67	4,33
Потребное количество воздуха	33,9	11,3	14,13
Вес продуктов горения при воздухе . .	34,9	12,3	15,13
Потребное колич(ество) воздуха по объему (плотность =0,0013), куб. м	26,1	8,7	10,9

9. Но нам важно знать еще потребное количество кислорода, воздуха и азотного ангидрида на метрическую силу (100 килограммометров). Поэтому предлагаем следующую таблицу [см. стр. 400].

10. Сделаем пояснения и выводы из этой таблицы. При использовании атмосферного кислорода очень выгодно запасать водород. Вес этого горючего, на ту же работу, будет в 3 раза меньше, чем бензина (стр[оки] 3 и 12). Жаль только, что жидкий водород пока мало доступен. Выгоден также ожиженный болотный газ, или метан (CH_4).

В случае же запасенного жидкого кислорода разница запасов или взрывных элементов не так велика (ст[рока] 7). Тут нет большой выгоды заменять бензин водородом. Почти то же при употреблении N_2O_5.

При полном весе снаряженного аэроплана в одну тонну даже часовой запас топлива не кажется чрезмерным (12). Для водорода же он совсем мал.

В ст[роках] 13 и 14 дается секундная скорость отброса при самых благоприятных условиях: при совершенном горении, без потери тепла, при длинных конических трубах и расширении продуктов горения в пустоте. Когда используем воздух, то понятно, что масса продуктов взрыва будет почти в 4 раза больше (7 и 8), чем при чистом кислороде. Поэтому скорость отброса тут будет вдвое меньше. Но зато мы избавляемся от обременительных запасов кислорода. Однако нельзя освободиться от этих запасов в пустоте или в очень разреженных слоях атмосферы. Запасы N_2O_5 дают небольшое преимущество сравнительно с кислородом.

Строки 15 и 16 дают величину ускорения ракеты массой в одну тонну, причем сопротивлением воздуха пренебрегается. Выходит, что использование воздуха выгоднее, так как дает большее ускорение, не говоря уже про обременение жидким кислородом. Эти числа мы получили так. Узнали, во сколько раз вес ракеты (1000 кг) больше секундной массы отброса. Затем на полученное число мы разделяем секундную скорость отброса.

1. Формула горючего	H_2	C	C_6H_6
2. Количество тепла на единицу массы горючего	34 180	8080	11 500
3. Тепловое отношение	2,97	0,709	1
4. Сколько надо горючего на 1 метрическую силу в час, кг	0,0842	0,353	0,25
5. Сколько надо кислорода на силу (100 килограммометров) в час	0,674	0,942	0,833
6. Сколько надо воздуха в час на силу, кг	2,49	3,994	3,532
6_1. Сколько надо N_2O_5	0,910	1,272	1,125
7. Вес отброса в час при горении в кислороде	0,758	1,295	1,083
8. То же, при горении в воздухе, кг	2,584	4,347	3,782
8_1. То же, при употреблении N_2O_5	0,994	1,625	1,375
9. Вес отброса при кислороде на 1000 сил в час	758	1295	1083
10. То же, в 1 секунду	0,21	0,36	0,30
11. То же, при горении в воздухе, кг	0,72	1,21	1,05
11_1. То же, при употреблении N_2O_5	0,275	0,450	0,380
12. Часовой запас горючего на 1000 сил, кг	84	353	250
13. Секундная скорость отброса при кислороде («Ракета», 26 г.) [6], м	5650	4290	4450
14. То же, но при воздухе	2743	2082	2160
14_1. То же, при азотном ангидриде N_2O_5	4900	3840	3900
15. Секундное ускорение ракеты в 1 тонну, при кисл[ороде], м [в сек.^{2}]	1,19	1,54	1,33
16. То же, при воздухе, м [в сек.^{2}]	1,97	2,52	2,27
16_1. То же, при N_2O_5	1,35	1,75	1,48
17. Давление (отдача) от этого на ракету при кислороде, кг	119	154	133
18. То же, при воздухе, кг	197	252	227
18_1. То же, при N_2O_5	135	175	148
19. Скорость ракеты через час при кислороде в пустоте, м [в сек.]	4284	5544	4788
20. То же, но при употреблении воздуха (см. 15, 16)	7092	9072	8172
21. Сколько надо сек. для получения скорости в 8000 м [в сек.] при кислороде	6720	5200	6010
22. То же, в часах	1,87	1,44	1,67
23. Соответствующее количество горючего, кг (см. 12)	154	508	418
24. Сколько надо сек. для получения скор[ости] в 8000 м [в сек.] при воздухе (см. 18)	4061	3175	3524
25. То же, в часах	1,13	0,88	0,98
26. Соответствующее количество топлива	94,9	310,6	245,0
[27]. Объем потребного количества воздуха — на 1000 сил в час, куб. м. Плотность возд[уха] = 0,0013	1921	3079	2717
[28]. То же, в 1 секунду	0,53	0,35	0,75

(По известным законам, от действия силы между двумя массами бо́льшая получает во столько раз меньшую скорость, во сколько раз она больше другой массы). Понятно, что по мере сгорания топлива ускорение снаряда должно возрастать. Мы дали наименьшее.

Строки 17 и 18 выражают отдачу или тягу в килограммах.

Строки 19 и 20 дают скорость ракеты по истечении часа, не считая сопротивления среды. Эта скорость, при употреблении воздуха, достигает первой космической.

Но спрашивается, возможен ли мотор в 1000 сил, при массе всего снаряжения в 1000 кг. Одно бензиновое топливо поглощает 250 кг (ст[рока] 12). При теперешнем состоянии моторного дела двигатель в 1000 сил будет весить не менее 500 кг. Но дело в том, что наш мотор может давать только 100—200 сил (см. 3), лишь бы он сжигал столько, сколько сжигает мотор в 1000 сил. Тут главное не работа, а горение и реакция. Такой мотор может весить гораздо меньше, напр[имер] 100 или 200 кг. Тогда останется достаточно на остальное сооружение со снаряжением.

Ст[рока] 23 показывает на величину запаса одного горючего, при употреблении кислорода, для получения 8 км скорости в секунду (в пустоте). И без запасов кислорода он оказывается велик, а с кислородом невозможен — при весе ракеты в одну тонну. Напротив, запас горючего при использовании воздуха с тою же целью возможен.

Но может ли подняться обыкновенный аэроплан, массой в 1000 кг, при найденной нами реактивной тяге (17 и 18 ст[роки])? Полагая обыкновенный самолет в 100 сил в одну тонну весом и с секундной скоростью в 40 м, найдем его тягу в 125 кг. Полезность воздушного винта принимаем в 0,67. При кислороде эта тяга у реактивного аэроплана близка к 125 кг (17), так что и тут самолет поднимется и полетит без пропеллера (со скоростью 40 м[в сек]). Но при использовании воздуха (18) отдача чуть не в два раза больше. По моей теории («Аэроплан», 1895 и 1929 гг.) [7] самолет с тягой в 125 кг может лететь со скоростью вдвое большею: на высоте в 12 км, где воздух раза в 4 реже.

11. Мы имеем в виду равномерное и горизонтальное движение аэроплана. Мы не считаемся с работой его восхождения на высоты и с работой приобретения постоянной скорости движения. Этим можно пренебрегать только при скоростях, не превышающих 500 м в секунду, и при поднятиях не свыше 30 км. При этих условиях естественно сгущение воздуха в передней трубе оказывается недостаточным, и мы поэтому, вообще, не можем избежать употребления компрессора того или иного типа.

12. Положим, что мы достигаем при уровне океана секундной скорости во сто метров. Это при употреблении нашего реактивного двигателя. На высоте около 12 км, где воздух вчетверо реже, скорость самолета, при том же моторе, будет уже в два раза больше. Как же это так? Ведь мотор тот же. Дело в том, что реактивный мотор выделяет мощность, пропорциональную

скорости движения снаряда. Действительно, его тяга, или реакция, не изменяется ни при каких скоростях. Напр[имер], если реакция составляет 250 кг, то отчего она может уменьшиться при большей или меньшей скорости аэроплана. А если так, то выделяемая в секунду работа будет пропорциональна скорости самолета. Если его скорость увеличилась в 5 раз, то при той же тяге и работа увеличится в 5 раз. При нулевой скорости и мощность мотора, несмотря на громадную реакцию, будет равна нулю. Мы подразумеваем, конечно, используемую работу: чем больше скорость, тем использование энергии горения больше.

13. Работа, необходимая для прохождения единицы пути на разных высотах, остается неизменной (см. «Новый аэроплан»). Она не зависит от скорости снаряда на разных высотах. Это значит, что мощность, или работа в единицу времени, пропорциональна скорости самолета. Но это только при обыкновенных пропеллерах. При реактивном же моторе мощность (вернее — расход горючего) одна и та же. Следовательно, расход топлива в 1 секунду пути тем менее, чем скорость больше.

14. Приведем пример. Мы нашли, что самолет весом в одну тонну должен сжигать, по крайней мере, столько горючего, сколько требуется на 1000 метр[ических] сил. При уровне океана он будет иметь секундную скорость во сто метров. Он будет при этом сжигать топлива в 5 раз больше, чем необходимо для обыкновенного самолета с винтом. Поэтому наш реактивный аэроплан убыточнее обыкновенного в пять раз. Но вот он летит вдвое скорее — там, где плотность атмосферы в 4 раза меньше. Тут он будет невыгоднее только в 2,5 раза. Еще выше, где воздух в 25 раз реже, он летит в 5 раз скорее и уже использует энергию так же успешно, как винтовой самолет. На высоте, где среда в 100 раз реже, его скорость в 10 раз больше, и он будет выгоднее обыкновенного аэроплана в 2 раза.

При очень больших скоростях явление настолько осложняется, что наши выводы становятся не довольно верными (так как мы не принимаем во внимание, что кислород для горения заимствуется из атмосферы. См. мое [сочинение] «Сопротивление воздуха [и скорый поезд]», 1927 г.).

15. Зачем же мы гоняемся, чего достигаем, если экономия работы не особенно обильна? Дело в том, что мы получаем скорость движения, невозможную для самолета с винтовым пропеллером.

При значительных скоростях мы также неизбежно достигаем больших высот. Кроме того, при этом получается заметная центробежная сила, которая тем более сокращает работу и подымает нас кверху, чем скорость больше. При секундной скорости около 8 км работа эта сокращается до нуля и мы выходим за пределы атмосферы.

16. Большая скорость снаряда имеет применение и к земному транспорту, если и не получается экономии топлива.

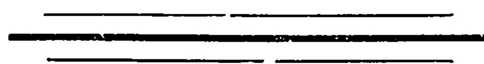
Мы видели, что полет при взятых условиях не может продолжаться больше часа. Вот расстояние, которое может пролететь снаряд на разных высотах, при разной поступательной скорости полета:

Относительная плотность разреженных слоев атмосферы:

1	1 : 4	1 : 9	1 : 16	1 : 25	1 : 100
Приблизительная высота полета в км:					
0	11,1	17,6	22,1	25,7	36,8
Секундная скорость в м:					
100	200	300	400	500	1000
Часовая скорость в км:					
360	720	1080	1440	1800	3600

Последняя строка показывает и часовой рейс. Очевидно он недостаточен для практических целей. Но, во-первых, высота и скорость могут быть еще больше, во-вторых, весовой запас и энергия горючего могут быть еще увеличены. Тогда рейс окажется достаточным для перелета через океаны.

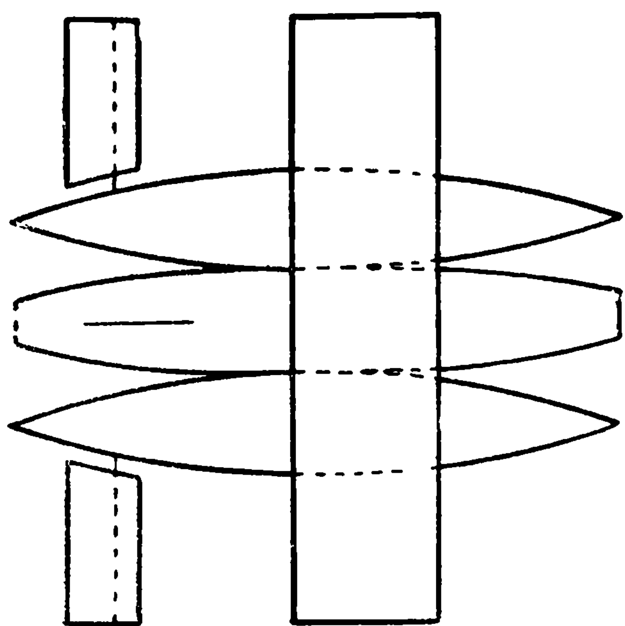
17. Мы здесь почти не касаемся расчетов относительно восходящего ускоренного движения снаряда и достижения им космических скоростей, освобождающих его от сопротивления атмосферы. Говорим только про земной транспорт и лишь намекаем на небесный: указываем на переходную к нему ступень. За эрой аэропланов винтовых должна следовать эра аэропланов реактивных или аэропланов стратосферы.



СТРАТОПЛАН ПОЛУРЕАКТИВНЫЙ

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ НАГЛЯДНЫХ ЧЕРТЕЖЕЙ

1. Черт. 1. Даем сначала план или горизонтальную проекцию. Видим три почти одинаковых корпуса хорошей формы. В одном помещаются управители (пилоты). Он плотно закрыт от потери воздуха. Поэтому на высотах в нем также легко дышать, как внизу. Другой — содержит горючее. В среднем помещен: воздушный винт (пропеллер), двигатель (мотор), сжиматель воздуха (компрессор), холодильник и проч. (Средний корпус будет описан далее по чертежам — 2-му и 3-му). Сверху корпусов проходит большое крыло, которое служит и связью для них. Сзади два крыла, могущие поворачиваться. Согласное их вращение служит как руль высоты, а несогласное — как крылья боковой устойчивости. Наконец, укажем на руль направления, помещенный сзади и сверху на среднем корпусе.

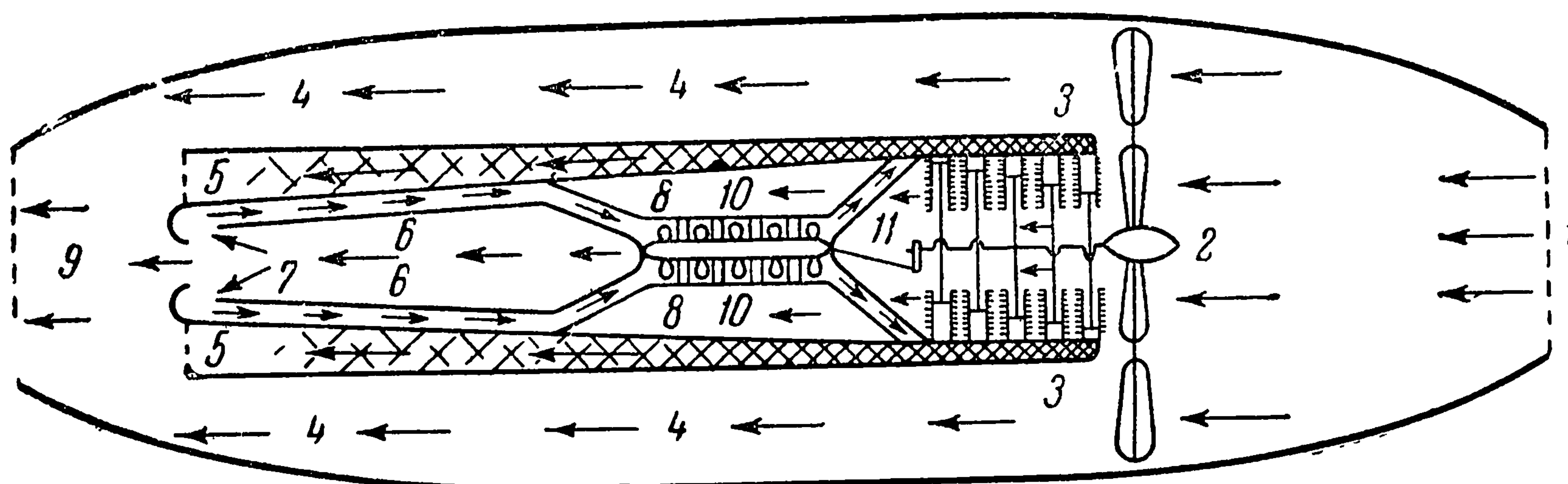


Черт. 1

2. Черт. 2-й изображает продольный разрез среднего корпуса. Передняя его часть (*1*) может открываться более или менее (см. еще черт. 3). Вполне закрытой она не бывает. Так же устроена и задняя часть корпуса (*9*). Встречный поток, во время движения самолета, всегда его проникает, чему способствует еще и воздушный винт (*2*), приводимый в движение нефтяным или бензиновым двигателем (*3*). Он охлаждается общим воздушным потоком в среднем корпусе (футляре). Потоки чистого воздуха на всем этом чертеже означены одиночными стрелками. Продукты горения из двигателя идут по многим трубам (*3*) и собираются в кольцеобразное (между двумя цилиндрами), постепенно расширяющееся пространство.

Здесь они сильно расширяются, их теплота превращается в движение, от чего они приобретают большую скорость и низкую температуру, доходящую до 250 град[усов] холода. У нас получается хороший холодильник (*5*). Трубы с продуктами горения на чертеже затушеваны.

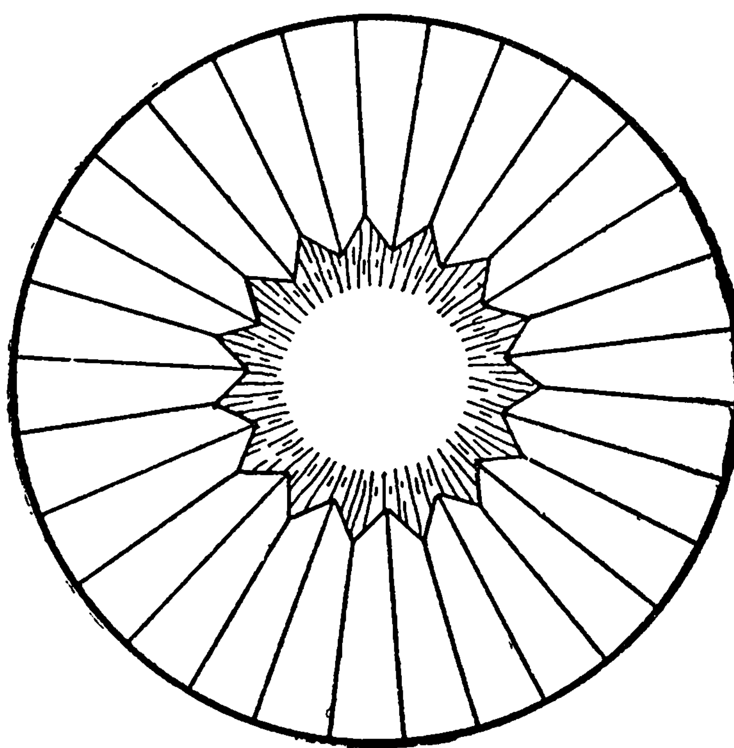
Направление их означено стрелками.



Черт. 2

Самолет движется силою воздушного *винта и отдачей продуктов горения*. Вся эта масса газов вылетает с большой скоростью через заднее измепяющееся отверстие среднего корпуса.

К кольцевому пространству (*5*) холодильника прилегает другое такое же пространство, тоже между двумя цилиндрами. В него входит через кольцеобразное отверстие (*7*), заворачивая назад, поток чистого воздуха. Сильно охлажденный холодильником (*5*), он направляется через ряд труб (*8*) [в] сжиматель газа (*10*). Он приводится в усиленное вращение от мотора (*3*) при посредстве зубчатых колес и шарнира Гука (*11*). Из сжимателя чистый сжатый и уже нагретый (от сжимания) воздух направляется по нескольким трубам в мотор, чтобы вместе с бензином питать рабочие цилиндры.



Черт. 3

Чем больше скорость самолета, тем более суживаются отверстия спереди и сзади среднего корпуса. Устройство этих изменяющихся отверстий видно из 3-го чертежа. Тут представлено отверстие спереди или сзади. Поверхность конца корпуса состоит из прямоугольных пластинок, собирающихся у отверстия в складки или в волнистую звезду. Может быть и другое подобное устройство.

Перечислим теперь, чего достигает вся эта машина.

3. Замкнутый пилотный и пассажирский корпус позволяет летать в самых разреженных слоях воздуха.

4. Воздушный винт всегда вращается с неизменной безопасной скоростью (150—300 м [в сек.] по его окружности), несмотря на громадную скорость самолета. Дело в том, что во сколько раз увеличивается его скорость, во столько же раз уменьшается площадь отверстия спереди и сзади. Напр[имер], при полном наибольшем раскрытии жерла (цилиндр) пусть скорость самолета будет 100 м в секунду. Если скорость снаряда увеличится в 9 раз (900 м [в сек.]), то площадь отверстий тоже нарочно уменьшается в 9 раз, а поперечник их, значит,— в три раза[1]. Следовательно, при таких действиях количество воздуха, входящего в средний корпус, будет всегда одно и то же, что и обусловливает неизменную скорость потока в широкой части футляра и такую же неизменную скорость винта, несмотря на самую разнообразную скорость самолета и скорость входящего в жерло воздуха. Мы это еще потом поясним (34).

5. Тяга самолета рождается не только обыкновенным способом, т. е. воздушным винтом, но и отдачей продуктов горения.

6. Чем выше летит стратоплан, чем реже атмосфера, тем больше расширяются газовые продукты горения, тем ниже их температура, больше охлаждение питающего мотор воздуха и больше действие сжимателя. Так что он исправно работает и в плотной и в разреженной атмосфере.

Теория газового сжимателя описана в особой, изданной мной работе, которая может быть получена от меня[2].

7. Сначала стратоплан катится по рельсам, снегу или воде (он же и устойчивый гидроплан). Получив секундную скорость в 100 м, он поднимается на воздух и летит наклонно кверху все скорее и скорее. Летя в нижних слоях воздуха, он скоро достиг бы предельной скорости, примерно, в 200 м.[в сек.]. Но круто поднимаясь кверху, он встречает все более и более разреженные слои воздуха, отчего скорость его продолжает возрастать: сначала медленно, а потом на больших высотах, где воздух очень разрежен, быстрее.

8. Имеем в виду, что работа мотора не только не ослабевает, но даже усиливается, благодаря низкой температуре холодильника и сильному охлаждению (может быть, даже ожижению) воздуха, поступающего в компрессор.

9. Все чертежи схематические. Чтобы лучше и легче понять устройство и действие снаряда, все второстепенные подробности устранены. Например, не означены скрепления и механизм сжимания входного и выходного (для воздуха) отверстия.

Если скорость стратоплана должна превышать в определенное число раз ту, которую может выдержать обыкновенный возд[ушный] винт без

футляра, то практичнее этот футляр сделать гладким, хорошей формы, но с равными отверстиями спереди и сзади.

Если, напр[имер], максимальная скорость снаряда должна в 9 раз превышать обыкновенную, то и отверстия должно делать, по площади, в 9 раз меньше, а по диаметру — в 3 раза.

Таким образом могут быть устроены стратопланы на удвоенную, утроенную и т. д. скорость.

Чтобы в начале полета, при малой скорости, не тратить лишней работы на движение, футляр может иметь особые продольные постепенно закрывающиеся отверстия: спереди — сверху футляра, а сзади — снизу его. Подъемная сила от этого только увеличится.

СЖИМАТЕЛЬ ВОЗДУХА

10. Он интересен сам по себе и может иметь много применений. Вероятно, подобные приборы есть и даже патентованы. Но я недавно только усвоил их действие, значение и теорию. И в этом вся суть. Объяснимся.

Еще за 3000 лет до нашей эры китайцам известна была ракета[3]. Полтораста лет тому назад силой ракеты был даже поднят на воздух баран. Возможно, что и люди поднимались силой ракеты, хотя это, должно быть, и очень рискованно.

Что может быть проще идеи применить ракету к движению на суше, воде и в воздухе. Однако только теория дала указания на истинное значение реактивных приборов. До 1903 г. ракета была только игрушкой или имела ничтожные земные применения. Космическое ее значение в полной мере никем не предугадывалось, по крайней мере не было определено научно. То же можно сказать и про мой сжиматель.

11. Обыкновенный воздушный винт не применим для быстрых движений высотного самолета, так как разрывается при известной окружной скорости, независимо от своего размера. Также и лопатки нашего вентилятора не могут иметь по своей окружности скорости больше предельной. Число оборотов может быть тем больше, чем меньше диаметр винта, но скорость по окружности его не превышает предела, зависящего от крепости материала, из которого он устроен.

12. Вентилятор-сжиматель изображен на втором чертеже (10). Только сзади, у выхода потока, к нему должна быть прибавлена сжимающаяся у вершины коническая поверхность. Ее отверстие у вершины может суживаться и расширяться по желанию управителя. Из конуса, с едва заметным отверстием, она (поверхность) может превращаться в цилиндр.

13. Вентилятор-сжиматель (черт. 2 и 3) состоит из круглой цилиндрической трубы, внутри которой вращается другой закрытый цилиндр

с усаженными вокруг него воздушными винтами (они подобны самолетным или имеют форму архимедова винта). Между каждыми двумя винтовыми кругами расположена вдоль, параллельно оси цилиндров, плоская неподвижная лопатка. Она может быть протянута эксцентрично в большем цилиндре и прикреплена к нему же. Цель этих лопаток — избежать по возможности вращения воздуха в сжимателе. Диаметр внутреннего вращающегося цилиндра, примерно, в два раза меньше, чем внешнего— неподвижного[4].

14. Когда ось вращается при полном расширении конечного конуса (цилиндр), то воздух почти не встречает сопротивления своему стремлению и движется почти без сжимания, как от действия одного винта. Но чем больше суживать выходное отверстие (черт. 3), тем проходящий газ при выходе сжимается сильнее.

Действие это всего понятнее, если мы вообразим, что выходное отверстие совсем закрыто. Потока не будет, но воздух будет тем более сжат, чем ближе находится к концу трубы.

15. Тут каждая пара лопаток сжимает его на определенную величину. Положим, первый винт увеличивает давление и сжатие воздуха в 1,1. Тогда второй винт, вместе с первым, увеличит это давление уже в $(1{,}1)^2$, третий, с первым и вторым, в $(1{,}1)^3$, десятый — в $(1{,}1)^{10}$ и т. д.

Видим, что предельное давление и сжатие в трубе возрастает с числом винтов. В одной и той же трубе оно неодинаково и выражается рядом чисел: (1,1), $[(1{,}1)^2]$, $(1{,}1)^3$... $(1{,}1)^{10}$... Последнее число выражает давление в трубе после десятого воздушного винта.

Кроме того, повышается от сжатия и температура, что искажает эти выводы в сторону уменьшения давления, так как плотность воздуха с его нагреванием уменьшается.

16. Если мы откроем немного отверстие, то получится поток, но указанное давление сейчас же немного ослабится. Чем шире будет отверстие в конусе (черт. 3), тем скорее поток, но меньше давление и сжатие (явление гораздо сложнее).

Есть среднее внешнее сопротивление, при котором действие потока самое выгодное.

18. Положим, что ось покрыта цилиндром, диаметр которого в 2 раза меньше диаметра трубы. Винтовые лопасти расположены кругом малого цилиндра, и воздушный ток проходит в кольцеобразном пространстве между обоими цилиндрами. Этот проход составляет 0,75 площади поперечного сечения большего цилиндра. Малый цилиндр оканчивается плавными поверхностями, которыми он закрыт с обоих концов.

19. На чертеже 2 видим продольный разрез *10*. В нем мы замечаем перегородки. Они прикреплены к большему цилиндру, но не касаются малого. Перегородки назначены затем, чтобы в трубе не могли образоваться вращающиеся токи, которые уничтожат или ослабят напряжение газа и его поступательное движение

20. Выгодно, чтобы перегородки при наименьшем сопротивлении имели и наименьший вес. Для этого оба конца каждой прикрепляются к большему цилиндру.

Расчет сжимателя

21. Определим наибольшую скорость (u) по окружности вращающегося тела. Пусть это тело — цилиндрическая палка, или вообще цилиндр, расположенный перпендикулярно к оси вращения (как спица колеса).

Наибольшая скорость по окружности получится, когда наибольшее напряжение цилиндра (у оси) от центробежной силы равно сопротивлению материала. На этом основании составим уравнение:

$$\frac{u^2 \cdot l}{l \cdot g} \cdot \gamma \cdot 0{,}5 = \frac{K_z}{S},$$

где видим длину цилиндра l, выражение земной тяжести g, плотность материала γ, временное сопротивление материала разрыву K_z и запас прочности S. Коэф[фициент] 0,5 нашли с помощью несложного интегрирования. Отсюда

$$u = \sqrt{\frac{2g \cdot K_z}{\gamma \cdot S}}.$$

Из этого видим, что максимальная окружная скорость цилиндра нисколько не зависит ни от его толщины, ни от длины. Понятно, что число оборотов палки в секунду тем больше, чем меньше ее длина l. Но скорость u пропорц[иональна] квадратному корню из крепости материала и обратна запасу прочности S и плотности материала γ (см. формулу).

22. Стержень может к концу суживаться, как конус, как клин, или как тело везде равного сопротивления. Это увеличит окружную скорость. Но у нас предполагаются лопатки воздушного винта, и потому уменьшение площади сечения к концу едва ли удобно. От расплющивания цилиндра в лопатку и так она к концу утоньшается.

23. Каково же будет сгущение воздуха лопаткой вентилятора?

Форма лопатки — часть архимедова винта. Мы используем только высшую половину стержня.

Если наклон верхнего элемента лопатки к окружности ее вращения означим через $\operatorname{tg}\alpha$, то наклон нижнего ее элемента будет $2 \cdot \operatorname{tg}\alpha$. Наибольшая нормальная к окружности скорость воздушного потока в цилиндрической трубе будет $v = u \cdot \operatorname{tg}\alpha$. Скорость эта, благодаря свойствам архимедова винта, будет одна и та же для всей лопатки, или для определенного поперечного сечения трубы.

24. Этот ток воздуха вдоль трубы может произвести максимальное давление P не меньше следующего:

$$P = \frac{(u \cdot \operatorname{tg} \alpha)^2}{2g} \cdot d.$$

25. Тут u мы можем исключить с помощью форм[улы] (21). Тогда получим:

$$P = \operatorname{tg}^2 \alpha \, \{K_z : (\gamma S)\} \cdot d.$$

Нам именно интересно это наибольшее давление. Оно возрастает с удельной прочностью материала ($K_z : S$), плотностью среды (d) и тангенсом наклона лопастей (в квадрате).

Большой запас прочности (S) не выгоден.

26. Танг[енс] угла верхней части нельзя принять больше 1. Тогда угол лопасти с окружностью будет 45°, а нижней ее части — 64,5°. Положим далее в (25) формуле: $K_z = 2 \cdot 10^6$ кг на кв. см сечения (это можно принять только для отборных и испытанных сортов хромовой или другой подобной стали); $\gamma = 8$; $S = 4$ (не менее); $d = 0{,}0012$ [кг/дм^3].

Теперь вычислим по форм[уле] (25): $P = 75$ кг на кв. дц, или 0,75 метр[ической] атмосферы. Форм[ула] (21) дает и соответствующую скорость по окружности лопаток, именно $u = 353{,}5$ м [в сек.].

27. Ближе к жизни будет положить $\operatorname{tg} \alpha = 0{,}5$. Тогда $P = 19$ кг [на кв. дц], или 0,19 ат, а $u = 353{,}5$ (та же).

28. Цилиндрическая труба, имеющая несколько воздушных винтов на одной оси, даст следующие наибольшие давления при разном числе винтов.

Мы можем принять для возрастания давления число 1,2, предполагая постоянную температуру, или искусственное охлаждение трубы и воздуха.

Число возд[ушных] винтов:

1	2	3	4	5	6	7	8

Сжатие в атмосферах:

1.2	1,44	1,73	2,07	2,48	2,99	3,59	4,28

Число возд[ушных] винтов:

10	12	14	16	18	20	22	24

Сжатие в атмосферах, приблизит[ельно]:

6,75	8,94	12,9	18,3	26,3	37,8	54,4	79,9

29. Положим в формуле (25), чтобы еще быть ближе к жизни: $\operatorname{tg} \alpha = 0{,}5$; $K_z = 10^6$; $\gamma = 8$; $S = 5$; $d = 0{,}0012$.

Тогда $P = 7{,}5$ кг на кв. дц, или 0,075 атмосфер. По форм[уле] (21), $u = 223{,}6$ м [в сек.].

30. На этом основании получим таблицу:

Число винтов:							
2	4	6	8	10	14	18	20
Давление в атмосферах, приблизит[ельно]:							
1,15	1,32	1,52	1,74	2,00	2,64	3,48	4
Число винтов:							
30	40	50	60	70	80	90	100
Давление:							
8	16	32	64	128	256	512	1024

31. Для стратоплана, летящего на высотах в очень разреженных слоях воздуха, надо большое сгущение, небольшое число винтов и огромный объем сгущаемого воздуха для горения.

Примем условия (26). Именно: u=353, 5, сжатие 1,75 (от одного винта).

Число винтов:								
1	2	3	4	5	6	7	8	9
Сжатие:								
1,7	2,9	4,9	8,4	14,3	24,0	40,8	70,5	117,6
Число винтов:								
10	12	14	16	18	20	22	24	26
Сгущение:								
204,5	591	1 714	4960	14 380	41 470	120 000	$348 \cdot 10^3$	10^6

Конечно, во всех этих таблицах мы получаем наибольшее предельное давление. Высокое сгущение применимо только для соответствующего разрежения воздуха в высших слоях атмосферы.

Применение сжимателя

32. Этот компрессор может дать какое угодно давление (до сжижения газов или же очень высокой температуры) и какое угодно количество воздуха. Коэффициент использования работы мотора зависит от устройства сжимателя, давления и скорости потока.

Невысокий коэффициент полезности искупается простотою устройства, отсутствием смазки, компактностью, возможностью высокой температуры, легкостью и дешевкой сжимателя. Он применяется к вентиляторам, домнам и разного рода печам и приборам, где нужно много воздуха при большом давлении и высокой температуре. Также к стратопланам, к реактивным судам, экипажам и скорым поездам (напр., «Цеппелин на рельсах»

и мой бесколесный поезд). Он превращает механическую работу в теплоту и обратно. Может служить и для подъема жидкостей и обратно, как турбина.

ПРОПЕЛЛЕР

33. Теперь опишем пропеллер. Он отличается от описанного сжимателя только тем, что имеет и спереди конус, подобный заднему. Число его воздушных винтов неопределенно и может ограничиться даже одним винтом (черт. 2).

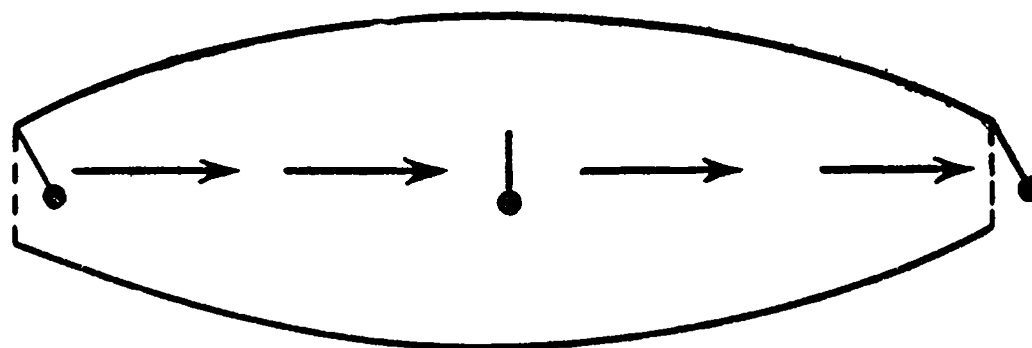
Когда пропеллер, с открытыми вполне отверстиями, в виде цилиндра, мчится вместе со снарядом, то относительная (по отношению к трубе) в нем скорость потока будет $c+W$, т. е. скорость снаряда (c) плюс относительная (по отношению к винту) скорость отброса (W) — от действия воздушного винта. Но так как скорость снаряда (c) может быть очень велика, то и относительная скорость потока в трубе пропеллера — так же. Между тем как последняя не может превысить предела, определяемого формулами (21) и (23), которые дают:

$$c+W=\sqrt{\frac{2g\cdot K_z}{\gamma S}}\cdot \operatorname{tg}\alpha.$$

Эта скорость вполне определенная. Максимум ее мы определяли в 353 м [в сек.]. Значит, и снаряд не может иметь большой скорости, иначе разлетятся от центробежной силы воздушные винты, т. е. лопатки в трубе.

34. Как же быть? Неужели большой скорости снаряд иметь не может? Но из этого тупика есть выход.

Начнем с опыта (см. черт. 4). Я устроил наружную часть (футляр) моего пропеллера без лопаток (без винта).



Черт. 4

Пластинки (маятники) в этой трубе, в середине сильно расширенной, были повешены в 4-х местах: посередине, у входного отверстия, у выходного и сбоку у входа — вне трубы. Оба отверстия были одного размера, маятники — тождественны.

С этим прибором я равномерно двигался или стоял у полуоткрытой двери теплой комнаты. В последнем случае получался сверху двери очень правильный поток из теплой комнаты в холодную.

Все флюгера были совершенно одинаковы. Поэтому наблюдаемое одинаковое уклонение крайних указывало на одинаковую силу или скорость потока. Но средняя пластинка (флюгер) уклонялась незаметно мало. Это указывало на малую скорость воздушного потока в расширенной части трубы.

35. Что же видим? Пусть такая труба мчится вместе со снарядом вдоль своей длинной оси. Встречный поток входит в переднее отверстие со скоростью снаряда, затем ослабляется чрезвычайно в широкой части трубы; но из выходного отверстия выходит с такой же скоростью, с какой выходил. Это самое и подтверждает наш опыт [5].

36. Если мы будем площадь крайних отверстий уменьшать пропорционально увеличению скорости аэроплана, то относительная скорость в расширенной части трубы будет оставаться неизменной, несмотря на увеличение скорости снаряда. Действительно, если, например, скорость самолета увеличится в 10 раз, а крайние отверстия уменьшатся (по площади) во столько же раз, то объем входящего в пропеллер воздуха останется неизменным. А так как средняя площадь сечения трубы также не изменилась, то скорость потока в этом сечении тоже не может измениться.

37. Таким образом, воздушные винты будут работать безопасно при всякой скорости самолета, так как скорость окружающей их (винты) среды не возрастает, несмотря на возрастание скорости самолета.

При отсутствии винтов относительная скорость среды у входа и выхода пропеллера будет равна, приблизительно, скорости самолета (только трение и изменение температуры от сжатия и расширения воздуха ее немного ослабляют). Но благодаря действию работающего пропеллера эта скорость увеличивается на некоторую величину, смотря по энергии мотора.

Значит поток по выходе приобретает некоторую избыточную скорость сверх скорости стратоплана.

38. При его полете отверстия должны суживаться по мере ускорения его движения. Так, если скорость снаряда увеличилась в 25 раз, то площадь обоих отверстий должна уменьшаться в 25 раз, а диаметр их — в 5 раз.

39. Нами при этом должен руководить указатель ускорения снаряда: отверстия должно изменять до тех пор, пока ускорение снаряда достигнет наибольшей величины. Ускорение же движения какого-либо тела точно показывает особый простой прибор (акселерометр).

Итак, наше приспособление дает возможность употреблять воздушный винт при всякой скорости самолета, так как наш винт всегда вращается с одной скоростью, несмотря на разную скорость снаряда.

Наибольшую скорость потока в средней части трубы мы определяли в 353 м [в сек.]. Безопаснее будет меньшая скорость, напр[имер] 210. Сначала эта скорость не получается. Но постепенно скорость снаряда увеличивается и доходит, положим, до 200 м [в сек.]. Скорость отброса (относительно винта) примем в десять метров. Далее, при цилиндрической форме трубы, т. е. при вполне открытых отверстиях пропеллерной трубы, скорость потока и вращение лопаток увеличиваться не должны. Поэтому, при возрастании скорости снаряда, мы площади краевых отверстий уменьшаем пропорционально увеличению скорости движения прибора.

Выразим это таблицей:

Скорость снаряда в м [в сек.] . . .	100	400	900	1600	2500
Относительная площадь крайних сечений трубы	1	0,25	0,11	0,067	0,04
Относительный диаметр отверстий	1	0,5	0,33	0,25	0,2

Скорость потока в широкой части трубы всегда будет 210 м [в сек.], но скорость выходящего и входящего потока приблизительно одинаковы и будут:

	110	420	630	840	1050

Конечно, отверстия можно суживать больше показанного (только это невыгодно), но расширять сверх нормы нельзя: разорвется воздушный винт.

Итак, с полными отверстиями пропеллерной трубы мы можем двигаться только до скорости в 100 м [в сек.]. Далее обязательно суживание отверстий. Если оно будет более чем нужно, воздушный винт останется цел, если меньше, чем следует по таблице и указанному закону, то разорвется.

Продолжение работы постараюсь издать особо.

Пока могу сообщить, что этот стратоплан, для достижения даже умеренных высот, должен иметь не менее 1000 метр[ических] сил, при полном весе в одну тонну. Следовательно, мотор должен быть легче обыденного авиационного. Примерно на килограмм его веса надо не менее 2—4 метрических сил. Практика к этому идет, и есть уже моторы, которые дают на килограмм своего веса до 2 лошад[иных] сил. (Статья эта написана в конце 30-го года).



ДОСТИЖЕНИЕ СТРАТОСФЕРЫ

I

ВЗРЫВЧАТЫЕ ВЕЩЕСТВА И ГОРЮЧЕЕ

В сущности нет резкой границы между процессом взрывания вещества и простым горением. Действительно, то и другое есть более или менее быстрое химическое соединение. Горение есть медленное соединение — в секунду соединяется, положим, 1 грамм вещества; взрыв же есть быстрое горение — в секунду соединяется, допустим, тонна вещества, т. е. в 1 000 000 раз больше.

Так же можно смотреть на тление, ржавление и медленное окисление или, вообще, на всякую медленную химическую реакцию. Одним словом, разница во всех этих явлениях чисто количественная.

Заметим, что энергия взрывчатых веществ на единицу их массы даже гораздо меньше, чем энергия, выделяемая единицею массы горючего.

Так, килограмм дымного пороха дает 783 калории (338 000 килограммометров) [1], динамит от 1291 до 1900 калорий, оксимитовые смеси от 2000 до 2500 кал., гремучий газ — 3200 к[алорий], смесь угольного порошка с жидким кислородом — 2200 калорий.

При горении же получается на килограмм углерода 8000 калорий, на кило[грамм] нефтяных продуктов — от 10 до 12 тысяч калорий, на кило[грамм] водорода — 29 000 калорий. Главная причина различия в том, что при горении кислород воздуха не считается, как ничего не стоющий и незапасаемый.

Итак, в экономическом отношении горючее выгоднее взрывчатых веществ, тем более что последние гораздо дороже и использование их много труднее. Экономично это делать пока совсем не умеют. Все эти опыты с реактивными автомобилями, глиссерами, санями, планерами имеют большое значение только как учеба и подготовка к стратоплану и звездолету.

Какие же тогда преимущества имеют взрывчатые вещества? Большие преимущества, хотя никак не экономические. Действительно, взрывчатые вещества в короткий промежуток времени выделяют чудовищную энергию, так как химическое соединение смешанных элементов горения происходит почти моментально.

Положим, что углерода сгорает килограмм в секунду, между тем как взрывчатого вещества может сгорать в эту же секунду несколько тонн. Если при этом, как обыкновенно, получаются летучие продукты, то они могут приобрести секундную скорость в несколько километров. Их энергия движения может быть использована турбиной, хотя практическое решение этого вопроса еще недостаточно созрело. Мы верим, однако, что будущее реактивных моторов должно быть блестящим. Мы основываемся на том, что летучие продукты взрыва, расширяясь в искусственной или естественной пустоте (вне атмосферы), всю свою энергию превращают в движение. Так что процент использования может быть высок, как нигде. Кроме того, имеет большое значение быстрота горения и, значит, выделения энергии.

Преимущество взрывчатых веществ уже сейчас утилизируется для огнестрельных орудий и разрушения твердых масс (напр., гранитных скал). Так же, в малую долю секунды, они сообщают большую скорость пушечному ядру, выделяя (в среднем) несколько миллионов лошадиных сил в 1 секунду. В ту же малую долю секунды они производят мощную работу раздробления каменных масс.

Ракетные приборы прямого действия (ракета) могут давать также большую мощность снарядам и экипажам, при условии их секундной скорости в несколько километров. Но такая скорость невозможна в нижних слоях атмосферы, так как этому препятствует сопротивление плотного воздуха. Только в крайне разреженных слоях атмосферы возможна такая скорость и приличное использование.

Кстати, опровергнем тут весьма распространенное заблуждение — будто в высших разреженных слоях атмосферы возможна космическая скорость при обычной энергии двигателей. Еще в 1895 г. в своих изданных трудах [2] я находил, что потребная мощность мотора в наиболее благоприятном разреженном слое пропорциональна скорости самолета. Напр[имер]:

Разрежение	1	4	9	16	25	36	49	64
Скорость	1	2	3	4	5	6	7	8
Требуется мощность при том же весе мотора	1	2	3	4	5	6	7	8

(Это через 35 лет подтвердил американский ученый Корвин-Круковский). И то хорошо, так как при неизменной плотности воздуха эта мощ-

ность пропорциональна кубу скорости, т. е. эта мощность возрастает в отношении чисел: 1, 8, 27, 64, 125, 216, 343, 512 и т. д.

Трудности при полете в стратосфере большие, но их можно одолеть, пользуясь именно чудовищной мощностью взрывчатых веществ.

II

ДВИГАТЕЛИ И ВЗРЫВАНИЕ

1. Собственно, во всякой топке происходит непрерывно взрывание, особенно это ясно там, где употребляют форсунки. Однако этим взрыванием в обыкновенной паровой машине или турбине непосредственно не пользуются. Пользуются только получаемым теплом: тепло нагревает воду и пар, и уже отсюда работа. Энергия этих моторов наименьшая, т. е. на килограмм веса двигателя имеем в секунду малую мощность. Когда имеем дешевое топливо, как торф или уголь с негодными примесями, и не стесняемся весом машины, то это очень экономично. Но в локомотиве — топливо более чистое и дорогое и экономия тут колеблющаяся. Видно стремление перейти к взрывчатым моторам (бензиновые и дизель-моторы) или к электрическим.

2. Второй случай имеем в моторах внутреннего горения. Тут пользуются силою взрывания, и потому эти моторы правильнее называть взрывными. Их выгоды: огромная энергия, экономное использование горючего и потому малый его запас. Невыгода — более чистое и дорогое горючее. Впрочем, дизель-моторы, работающие на дешевом мазуте, этого недостатка не имеют. Но легкие их типы еще мало распространены.

В обоих случаях используют ничего не стоющий кислород (из воздуха).

3. Реактивные автомобили, глиссеры, сани, аэропланы, стратопланы и звездолеты используют запасенный заранее кислород или другой элемент, необходимый для горения. Цель — в короткое время получить чудовищную энергию.

Тут могут быть два приема.

А. Кислородный элемент или заменяющий его может быть заранее смешан с горючей частью (напр., порох). До сих пор для движения или полета людей употреблялись только готовые взрывчатые вещества.

Преимущества этого приема в следующем: произвольно быстрое развитие энергии и простота в устройстве двигателя. Невыгод гораздо больше, именно: опасность общего взрыва всего запаса (раны и гибель Валье и других); обременение машины весом кислородного соединения (жидкий кислород или его жидкие азотные соединения); обременение весом труб, начиненных взрывчатым веществом и выдерживающих огромное давление вырывающихся сжатых продуктов горения (от этого трубы должны быть

крепки и тяжелы); при небольших скоростях, доступных в нижних слоях атмосферы, малый процент использования химической энергии; дороговизна взрывчатых веществ.

Б. Во втором приеме кислородное соединение отделено от горючего. Элементы соединяются постепенно, как в авиационном моторе, только кислород берется не прямо из воздуха. Опасности общего взрыва нет, обременения тяжелыми трубами — также. Но прочие невыгоды остаются.

Что же заставляет прибегать нас к запасенному кислороду? На громадных высотах, в чрезвычайно разреженном воздухе или еще выше, за атмосферой, в пустоте, необходим запас кислородного соединения, потому что из атмосферы кислород извлекать практически невозможно, а в пустоте его нет. Там можно достигнуть больших скоростей, и использование химической энергии может быть весьма значительным. Остаются невыгоды: обременение весом кислорода и дороговизна его или его соединений. Но элементами взрывания могут служить: дешевая нефть (горючее) и жидкий кислород или его соединение, напр[имер] жидкий азотноватый ангидрид. Это не так дорого.

Разделение элементов взрыва уже осуществляется на практике в небольших летающих приборах (без людей). Дело, очевидно, прогрессирует. Но эти приборы имеют другие недостатки, указанные мною в журнале «Самолет» (1932 г.) [3]. Поэтому они и дают такие слабые результаты.

III

ВЫБОР ЭЛЕМЕНТОВ ВЗРЫВА ДЛЯ СТРАТОПЛАНА

Мы подразумеваем достижение очень разреженных слоев воздуха, когда извлечение кислорода из воздуха затруднительно.

Элементы взрывчатых веществ для этой машины должны обладать следующими свойствами.

1. На единицу своей массы при горении они должны выделять максимальную работу.

2. Они должны давать при соединении газы или летучие жидкости, обращающиеся от нагревания в пары.

3. Они должны при горении развивать возможно низкую температуру, т. е. иметь низкую температуру диссоциаций, чтобы не испортить ствола (дюзы).

4. Должны занимать небольшой объем, т. е. иметь возможно бóльшую плотность.

5. Должны быть жидки и легко смешиваться. Употребление же порошков сложно.

6. Они могут быть и газообразны, но иметь высокую критическую

температуру и низкое критическое давление, чтобы удобно было их употребить в ожиженном виде. Ожиженные газы вообще невыгодны своей низкой температурой, так как они поглощают тепло для своего нагревания. Потом употребление их сопряжено с потерями от испарения и опасностью взрыва. Не годятся также дорогие химически неустойчивые или труднодобываемые продукты.

Приведем примеры. Напр[имер], водород и кислород удовлетворяют всем условиям, кроме 4-го и 6-го. Действительно, жидкий водород в 14 раз легче воды (плотность его 0,07) и потому неудобен, так как занимает большой объем. Потом, критическая температура водорода равна 234° холода, а кислорода 119° холода [4]. Углерод в отдельности не годится по своему твердому состоянию. Кремний, алюминий, кальций и другие вещества не годятся не только по твердому состоянию, но и потому, что дают с кислородом нелетучие продукты. Озон не годится, потому что дорог и химически неустойчив. Его температура кипения 106 гр[адусов] холода (по Цельсию). Большинство простых и сложных тел непригодно, потому что выделяют при соединении малую энергию на единицу продуктов.

Какие же вещества пригодны?

А вот какие.

1. Простые или сложные, но имеющие при обыкновенной или не очень низкой температуре жидкое состояние и плотность, недалекую от плотности воды. Значит, можно допустить и ожиженные газы, но имеющие высокую критическую температуру кипения в пустоте.

2. Выделяющие наибольшую работу на единицу полученных продуктов. Таковы некоторые слабоэкзогенные и в особенности эндогенные соединения (последние при разложении не поглощают, а выделяют теплоту и потому особенно выгодны).

3. Недорогие и химически устойчивые.

4. Дающие при горении летучие продукты: газы или пары.

Наиболее энергичные составные части взрыва, дающие летучие продукты,— это водород и кислород. При образовании водяного пара на каждый грамм выделяется 3233 калории. Такое же горение легких металлов (лития, алюминия, магния, силиция и бора) дает от 3400 до 5100 калорий, т. е. значительно больше. Однако эти материалы не пригодны по нелетучести продуктов.

Но в отдельном виде водород и кислород пока неудобны. Лучше всего заменить их слабыми соединениями с другими элементами. Так что у нас вместо водорода будут водородные соединения, а вместо кислорода — кислородные. Самые подходящие для горения в кислороде — это углеводороды. И водород и углерод, при соединении с кислородом, дают летучие продукты. В этом отношении они пригодны. Водород, при соединении с кислородом, на единицу массы продуктов дает больше энергии, чем

углерод. Именно водород дает от 3233 (пар) до 3833 (вода), а углерод 2136 (все последующие числа выражены в малых калориях на 1 грамм или на грамм-молекулу вещества). Поэтому углеводороды выделяют при горении тем больше энергии, чем больше процент водорода. Таковы предельные углеводороды. Из них самый простой — метан (CH_4), или болотный газ. Он содержит наибольший процент водорода (25%). Но надо принять во внимание, что большинство этих соединений — экзогенные, т. е. при их образовании выделяется тепло. Когда эти соединения сгорают в кислороде, то они прежде должны разложиться на H_2 и O_2, причем, обратно, поглощается тепло. Кроме того, ожиженный метан имеет низ кую температуру (—82°) кипения и потому неудобен. Но вычислим его энергию взрыва. C требует O_2. При этом на грамм-молекулу (моль) выделяется 94 000 калорий. H_4 требует O_2. При этом на 36 г выделяется 116 000 калорий. Всего на 80 г выделяется 210 000 кал. Но предварительное разложение CH_4 требует 18 500 калорий на 16 г (моль). Остается 191 500 калорий на 80 г. На 1 г продуктов получим 2394 калории.

Среди углеводородов есть такой, который содержит меньший процент (12,5%) водорода, но образуется он с поглощением теплоты (эндогенное соединение). Это этилен (C_2H_4). Мы находим его более подходящим. Действительно, C_2 требует O_4. На 89 г выделяется 188 000 кал. H_4 требует O_2. На 36 г выделяется 116 000 к[алорий] (пар). Значит, на 124 г выделяется 304 000 к[алорий]. Но при разложении C_2H_4 выделяются обратно поглощенные ранее на 28 г (моль) 15 400 калорий. Так что всего получим 319 400 кал. Это на 124 г. На 1 г продуктов получим 2576 кал. Это немного больше, чем от метана. Этилен легко ожижается, так как критическая температура его 10° тепла, а крит[ическое] давление 52 атмосферы. Этилен легко получается из этилового спирта или эфира при пропускании [последних] через глиняные шарики, нагретые на 300—400° Ц. Выходит, что этилен выгоднее болотного газа (метана).

Испытаем теперь бензол (C_6H_6). Как жидкость довольно плотная, он наиболее пригоден для звездолета. Но он содержит только 8% водорода. Какова же его энергия на единицу массы продуктов при его химическом соединении с кислородом? Бензол—экзогенное соединение. Но при образовании он выделяет на моль (грамм-молекулу, или 78 г) всего только 10 200 калорий. Но все же сделаем расчет. C_6 требует O_{12} и H_6 нуждается в O_3. Значит, на 318 г продуктов выделяется 738 000 калорий. Вычитая отсюда поглощение на разложение C_6H_6, получим 727 800 калорий. Это на 318 г. На один грамм продуктов найдем 2289 калорий. Это немного менее этилена, но зато имеем жидкость обыкновенной температуры и очень незначительное давление ее паров.

Ацетилен (C_2H_2) такого же процентного состава неудобен, как газ. Притом это экзогенное соединение выделяет гораздо больше тепла при своем образовании, чем бензол, примерно в 18 раз. Значит, и поглощает

больше при горении. Кроме того, чем больше в углеводороде углерода, тем выше температура диссоциации, а следовательно, и температура взрыва. Лучше всего ожиженный водород; но получение его и хранение затруднительно, помимо огромного занимаемого им объема.

Приведем тут результаты наших расчетов о теплоте горения спиртов, эфира и скипидара.

Спирт метиловый (CH_4O)	2123	[кал.]
Спирт этиловый (C_2H_6O)	2327	„
Эфир ($C_4H_{10}O$)	2512	„
Скипидар ($C_{10}H_{16}$)	2527	„

Справа показано число выделяемых калорий на единицу продуктов горения. Видно, что и этими горючими пренебрегать нельзя.

При наших расчетах мы предполагаем ожиженный кислород. Это представляет большие неудобства. Озон же химически неустойчив и практически недоступен. Поэтому обратимся к кислородным соединениям.

Интересны кислородные соединения азота. Перечислим наиболее для нас подходящие. Эндогенное газообразное соединение закись азота N_2O непригодно, потому что содержит большой процент азота. То же можем сказать и про эндогенное соединение — окись азота NO. Третье соединение — азотноватый ангидрид (NO_2) представляет бурую довольно устойчивую жидкость. Образование ее (синтез) сопровождается ничтожным выделением тепла. Она химически довольно устойчива (до 500° Ц) и очень плотна (1,49), что делает ее весьма пригодной. Она сильный окислитель, но покрытие резервуаров, труб, клапанов и проч. золотом, платиной, иридием и другими неокисляющимися веществами предохраняет машины от разъедания.

Пятое соединение — азотный ангидрид N_2O_5— содержит немного менее азота, но оно неудобно по своей химической неустойчивости.

Остановимся на NO_2. Это соединение вполне заменяет кислород, но оно обременено азотом. Это уменьшает скорость вылета газообразных продуктов горения, потому что увеличивает их массу. Мы остановились на бензоле. Его частичный вес (моль, или грамм-молекула) 78. Мы видели, что это вещество удовлетворяется O_{15} или 240 г. Вес продуктов при горении в чистом кислороде равен 318 г. Но у нас O_2. Тут на O_{15} прибавляется азота (N) 105 г. Продуктов будет 423 [г]. Эта масса больше в 423 : 318 = = 1,331. От увеличения массы продуктов горения скорость их вылета уменьшается в 1,15 раза, т. е. составит 87%. Напр[имер], вместо 6000 м в секунду будет 5220. Энергия взрыва на грамм продуктов составит 1721 к[алорию].

Может быть, нам скажут: а нитроглицерин, пироксилин и проч.— разве они не дают больше энергии? Увы, гораздо меньше, как это видно

из следующей таблицы. В ней показана теплота образования приводимых тел из элементов на 1 грамм продуктов в малых калориях. Выбираем наиболее энергичные взрывчатые вещества.

Алюминий с аммиачной селитрой	1480
Порох дымный и бездымный	от 720 до 960
Нитроглицеринный порох	до 1195
Нитроглицерин	1475
Динитробензол с азотной кисл[отой]	1480
Пикриновая кислота	750
Гремучая ртуть	350
Азотнокислый диазобензол	1330

Эти готовые взрывчатые вещества употреблять невозможно вследствие опасности неожиданного взрыва всей массы, помимо их малой энергии.

Резюмируем сказанное:

1. Водород негоден по малой плотности и трудности хранения в жидком виде.

2. Ожиженный метан CH_4 с жидким кислородом дает 2394 к[алории]. Неудобны вследствие низкой температуры кипения.

3. Маслородный газ, или этилен (C_2H_4), с O_2 дает 2576 к[алорий]. Эта смесь более подходящая, так как этилен (C_2H_4) имеет критическую температуру в $+10°$.

4. Бензол (C_6H_6) с кислородом дает 2289 к[алорий]. Энергия меньше, но жидкое состояние выкупает. Пригодны и смеси жидких углеводородов с высокой температурой кипения (керосин и проч.), тем более что они дешевы (нефть).

5. Употребление жидкого кислорода представляет некоторый минус вследствие его холода и затруднения в хранении.

6. Наиболее подходит замена кислорода азотноватым ангидридом (NO_2). Это бурая, химически устойчивая жидкость плотнее воды.

7. При смешении ее с бензолом на единицу продуктов выделяется 1721 к[алория]. Эти две жидкости наиболее подходящи для звездолета. Но части его машин должны быть предохранены от окисляющего влияния NO_2. Эта энергия (1721 к[алория]) невелика, но больше, чем энергия самого лучшего пороха и самых страшных взрывчатых веществ (нитроглицерин). Притом последние дороги и их невозможно держать в больших количествах.

8. Пригодны также спирты и «серный» эфир.

Приводим тут еще таблицу зависимости между теплотой горения и соответствующей скоростью продуктов горения (при длинных трубах и в пустоте).

Теплота горения килограмма в больших калориях:

700	1000	1200	1500	1700	2000

Идеальная механ[ическая] работа в тысячах килограммометров:

300	428	513	642	727	856

Соответствующая идеальная скорость в м в секунду:

2450	2920	3200	3580	3810	4130

Теплота горения:

2200	2500	2700	3000	3200	3500

Идеальная работа в тысячах кгм:

941	1070	1155	1284	1369	1498

Скорость в м в секунду:

4340	4630	4800	5060	5230	5470

Так при употреблении эфира получим 4630 м скорости в секунду.

При горизонтальном движении по рельсам или при отсутствии тяжести и сопротивления среды получим такие окончательные скорости снаряда, при разных массах взрывного материала, по отношению к весу снаряда со всем содержимым, кроме горючего и кислорода:

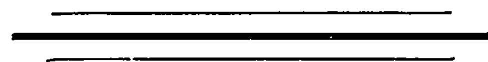
Сравнительный запас взрывного материала:

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10

Принимая скорость отброса при эфире в 4630 м [в сек.], получим такую наибольшую секундную скорость снаряда в м:

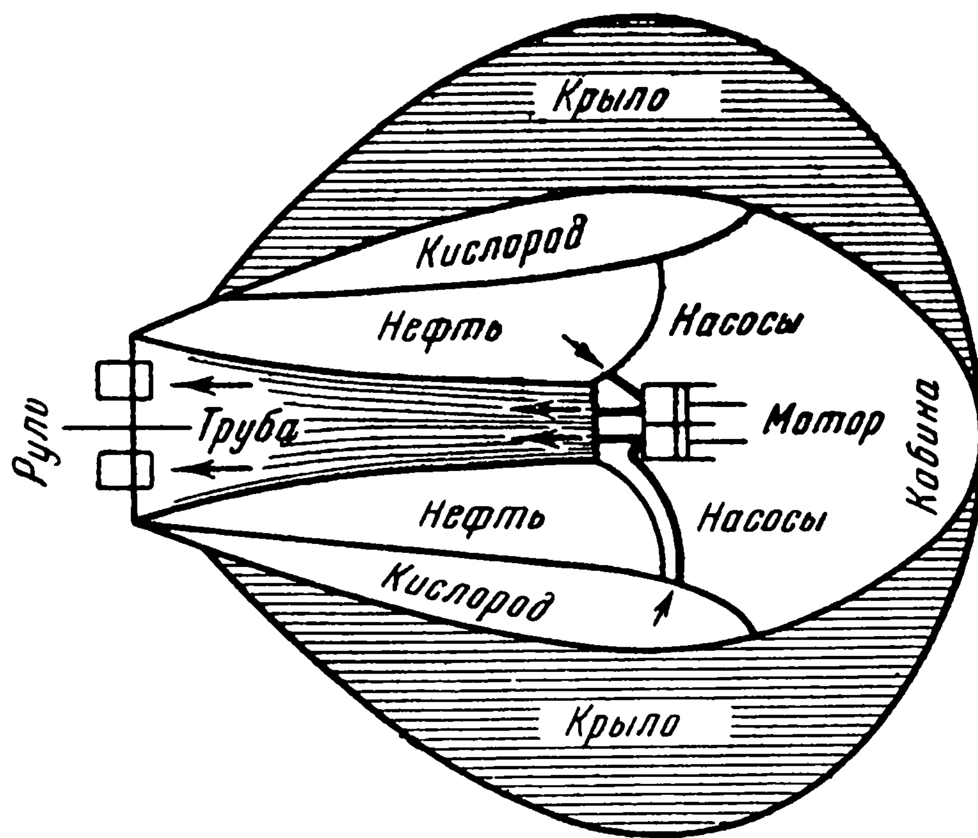
3200	5094	6400	7465	8314	9026	9646	10194	10685	11126

Значит, при пятикратном (5) запасе можно сделаться спутником Земли, а при десятикратном (10) — спутником Солнца, так как произойдет отделение снаряда от Земли и перемещение его на орбиту нашей планеты.



ЗВЕЗДОЛЕТ

Звездолет — тот же аэроплан, только без воздушного [винта]. Ввиду чрезвычайной быстроты движения крылья имеют едва заметную вогнутость. Элементы взрыва, т. е. горючее и кислород, разъединены (см. фиг. 1). Они накачиваются в карбюратор двумя поршневыми насосами. Здесь они встречают особую «решетку смешения» и взрываются разными известными способами. Из огненной камеры они устремляются в коническую трубу, из которой быстрым, охлажденным от расширения и разреженным потоком вырываются наружу в кормовой части снаряда. Отдача этих газов и производит непрерывно ускоряющее движение ракеты. У расширенной наружной части трубы (дюзы) находятся рули: направления, высоты и боковой устойчивости. Благодаря стремительному потоку выхлопных газов они работают и в пустоте независимо от окружающей среды.



[Фиг. 1]. Ракетоплан К. Э. Циолковского. Чертеж автора

В огненной камере происходит ряд взрывов, как в браунинге или пулемете. Разница только та, что в реактивном звездолете ствол конический, взрыв холостой (без пули) да составные части взрывного веществ разделены и смешиваются только в огненной коробке. Еще разница: они накачиваются при посредстве особого двигателя. Последнее условие можно устранить,

используя отдачу (реакцию), как ее использует пулемет. Это еще упрощает наш снаряд, который уже немного тогда будет отличаться от пулемета.

Последний делает до десяти и более взрывов в секунду. Число взрывов в звездолете может быть еще больше, так как холостые взрывы скорее освобождают трубу (дюзу) от газов. Авиационные моторы могут давать в рабочих цилиндрах до 20 и более взрывов в секунду. Известен даже двигатель с сотнею оборотов, или 50 взрывами в секунду.

Если каждое накачивание будет давать 100 г взрывчатого вещества, то при 40 залпах в секунду будет сожжено 4 кг взрывчатых материалов. Этого будет вполне довольно для полета звездолета весом в тонну и для его непрерывно ускоряющегося движения.

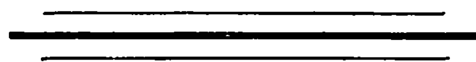
Но взрывная камера и коническая труба (дюза) могут сильно накалиться, если не принять предохранительных мер к их охлаждению. Поэтому они окружены жидким горючим, а жидкое горючее — жидким, свободно испаряющимся кислородом. Эти жидкости полезно непрерывно перемешивать.

Надо еще помнить, что металлическая труба — хороший проводник тепла. А потому расширенная ее часть, сильно охлажденная расширяющимися газами, будет путем теплопроводности переносить свой холод узкой накаленной части трубы и тем умерять ее жар. Правильнее сказать: жар узкой части переносится в холодный конец трубы.

В пулеметах и других огнестрельных орудиях трудно хорошо использовать тепло горения, потому что труба (ствол) обязательно должна быть цилиндрической и поэтому очень длинной. В звездолете же труба коническая, сильно расширенная, и потому ее можно делать тем короче, чем угол конуса или его расширение больше (но не больше 30 градусов).

Если осуществим пулемет, то осуществим и звездолет. Остается только заимствовать часть его механизма отдачи, чтобы избавиться от особого мотора.

Приняв секундный расход взрывчатого вещества в 4 кг, а полный снаряженный вес звездолета — в тонну, найдем, что запас взрывчатого вещества в 0,8 тонны (800 кг) израсходуется в течение 200 секунд. В это время звездолет, устремляясь под углом примерно в 30 градусов к горизонту, быстро достигнет разреженных слоев воздуха и приобретет такую скорость, которая выкинет его за пределы атмосферы.



ЗВЕЗДОЛЕТ С ПРЕДШЕСТВУЮЩИМИ ЕМУ МАШИНАМИ

1. Усовершенствованная паровая турбина.
2. Могучий легкий мотор.
3. Стратоплан с таким мотором.
4. Звездолет.

ПАРОВЫЕ ТУРБИНЫ. НЕДОСТАТОК ПАРОВЫХ ТУРБИН

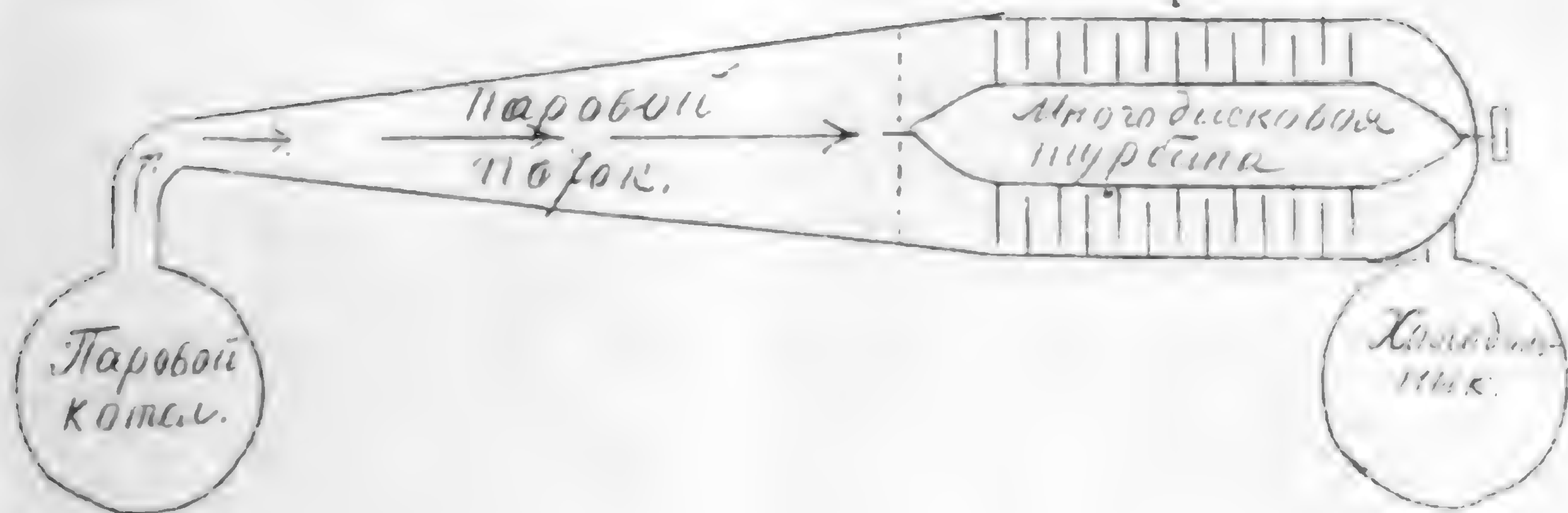
Сначала турбина была проста: имела только паровой котел, сопло и один диск с лопатками. Использование энергии было очень слабое, а скорость вращения огромная, непрактичная и опасная. Потом прибавили холодильник, так что с одной стороны лопаток было давление пара, а с другой — почти пустота (вакуум). Использование энергии увеличилось.

Наконец, придумали многодисковые турбины с промежуточными неподвижными дисками, у которых также были направляющие лопатки (диафрагмы). Это было гениальное добавление (см. фиг. 1).

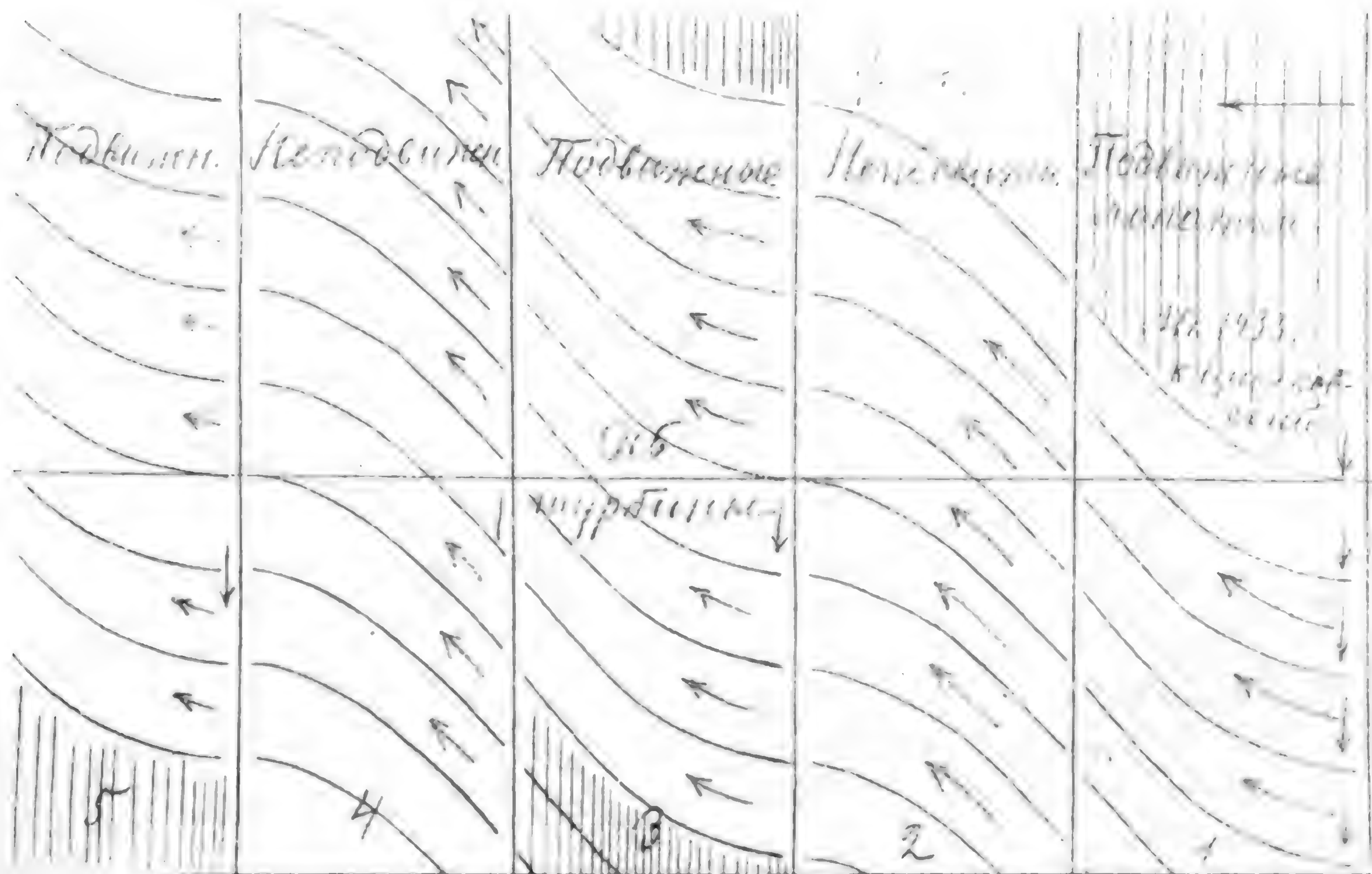
Мы разберем значение дисков подвижных и неподвижных, которые устроены почти одинаково. Подробности упускаем. Диски как бы насажены на рабочий вал, и все это заключено в один общий цилиндр. Нечетные вращаются вместе с валом, а четные не прикреплены к нему, а к цилиндру, а потому неподвижны. (Для сокращения допускаем упрощение).

Вообразим продольный нормальный к дискам их разрез. Получим ряд волнистых плавных кривых (см. фиг. 2).

Это не совсем точно, но для пояснения довольно, особенно если скорость паров чрезвычайно велика. Нечетные цифры означают разрез подвижных дисковых лопаток, а четные — таких же неподвижных. Затушеваны подвижные лопатки. Пар, входя по множеству кривых каналов между лопатками первого подвижного диска, приводит его во вращательное


Фиг 1. Схема
турбина.
Паровой
поток.
Многодисковая
турбина
Паровой
котел.

Фиг. 1


Подвижн.
Подвижные
Ось
турбины
5
4
3
2
1

Фиг. 2

движение, теряя часть своей скорости и производя на счет энергии своего движения работу. Затем, входя в каналы между неподвижными лопатками первой диафрагмы, выправляется, приобретая движение почти вдоль оси главного вала или вдоль цилиндра, вмещающего диски. Далее, пар ударяется, хотя и с меньшей скоростью, в подвижные лопатки второго диска, производя работу и теряя часть своей скорости. Так дело идет и далее, пока пар не потеряет большую часть своей скорости.

Пройдя все диски, он сгущается в холодильнике, образуя воду. Все это гораздо сложнее: и диски, и диафрагмы не вполне сходны, а постепенно изменяются. Но не будем входить в известные подробности и расчеты.

Многодисковые турбины дают средство использовать всякую скорость пара, чего нельзя сказать про однодисковую. При однодисковой турбине большая часть энергии движения пропадает бесплодно. Дело в том, что окружная (наибольшая) скорость лопаток или диска вполне определенна и ни при каком их материале не может превышать, примерно, 300 м в секунду. Для наивыгоднейшего же использования энергии движения газа нужно, чтобы скорость лопаток была равна не менее одной трети скорости пара. Конечно, если скорость его невелика, напр[имер] 600 м [в сек.], то хорошее использование возможно и при однодисковой турбине Лаваля. Неудобство только в опасной скорости вращения и непрактичности ее применения к генераторам электричества и другим целям, где скорость требуется, вообще, небольшая. Если же скорость пара или газа, напр[имер], равна 2—5 км в секунду, то почти вся кинетическая энергия пропадает, так как скорость по окружности лопаток не может превышать 200—300 м в секунду.

Другое дело многодисковая турбина. Устраивая лопатки малой кривизны, мы можем получить какую-угодно малую скорость лопаток, какова бы ни была скорость пара или газа, и очень большое использование тепла. Только чем больше скорость пара и меньше желаемая скорость лопаток, тем число дисков и диафрагм должно быть значительнее. Я вижу, однако, некоторые недостатки и в многодисковых турбинах. Перечислю их.

1. Скорость вытекающего из котлов сжатого пара не может превышать 500—600 м в секунду. При ином же устройстве турбины она могла бы дойти до 2000 м [в сек.]. Энергия же этого движения будет в 16 раз больше.

2. Температура выходящих из сопл паров чересчур велика (300—400°) и действует вредно на диски и цилиндр.

3. Пар, сгущаясь в конденсаторах, выделяет бесплодно энергию, затраченную на его образование.

4. Используется только небольшая площадь дисков, так как пар устремляется из нескольких узких сопл.

Укажем на средства устранить эти недостатки. Главный же из них — малое использование энергии тепла, или горючего.

УСТРОЙСТВО МОЕЙ ТУРБИНЫ

Предлагаемая мною турбина имеет следующее устройство (см. фиг. 1, на которой схематически она изображена в продольном разрезе).

Пар из паровика не устремляется прямо на лопатки диска с небольшой скоростью, но прежде идет по конической трубе. Расширяясь и охлаждаясь, он от этого приобретает скорость до 2000 м в секунду. Почти весь он при этом ожижается и в расширенной части получаем уже не поток пара, а поток капель, движущихся втрое быстрее пуль и ядер. Таким образом, почти все тепло и скрытая теплота испарения превращается в кинетическую энергию.

Этот поток устремляется на $^3/_4$ площади первого диска, а потом и на остальные диски, пока не потеряет почти всю свою скорость. Утилизация горючего будет громадная, деятельность же холодильника сведется почти к нулю.

Собственно, нет даже надобности и в очень высоком давлении пара. Это же очень уменьшает вес и увеличивает безопасность паровых котлов. Все же высокое давление полезно, потому что сокращает размеры конической трубы. Оно особенно полезно при отсутствии холодильника (в атмосфере высокого давления).

ПАРОВАЯ ТУРБИНА БЕЗ КОТЛА И ХОЛОДИЛЬНИКА

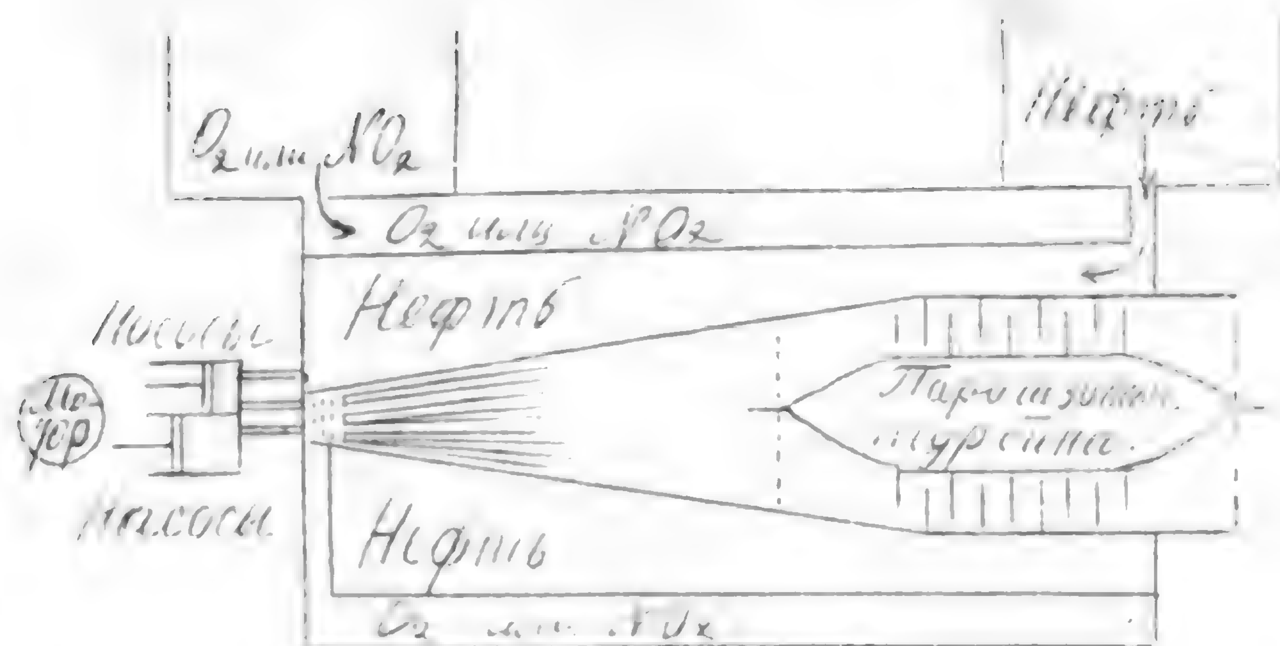
Известная и описанная мною турбина имеет большой удельный вес, т. е. вес, приходящийся на одну ее силу: ужасно тяжелы котлы и холодильник! По этой причине такие турбины непригодны для дирижаблей, аэропланов, стратопланов, автомобилей — вообще там, где требуется большая мощность при малом весе.

Мы можем избежать холодильников при большом начальном давлении пара в котлах. Потеряем в использовании горючего тем более, чем менее будет давление пара по отношению к внешнему атмосферному давлению. Значит, на высотах использование горючего будет тем больше, чем выше поднимемся, т. е. чем реже атмосфера. Отсюда — выгодное применение приборов без холодильника к стратопланам.

Однако котлы останутся и все дело окажется неподходящим. Нельзя ли избежать и котлов? (Все же котлы могут быть тем легче, чем внешнее атмосферное давление слабее.)

Фиг. 3 показывает устройство мощного двигателя с малым удельным весом. Тут запасается не только горючее (нефть), но и кислород в жидком виде или его кислородное соединение. Кислород может быть нечистым, т. е. с значительной примесью азота. На жидкий кислород небольшой спрос, и потому он пока имеет значительную цену. Если же его будут применять ко всякого рода легким моторам, притом с большой примесью азота,

то цена его значительно снизится и он не будет стоить дороже нефти. Нефть и жидкий кислород накачиваются одновременно, посредством насосов и двигателя, в особую камеру (карбюратор), расположенную в начале конической трубы. Здесь эти элементы смешиваются посредством особой «решетки» и дают непрерывное горение и температуру до 3000 град[усов].



Фиг 3. удельного веса. Продольный
Схема. 1933 г. К. Циолковский

Фиг. 3

Образуются углекислый газ и пары воды, имеющие огромное давление в несколько тысяч атмосфер. То и другое, расширяясь в трубе и от этого охлаждаясь, приобретают все большую и большую скорость, которая к концу трубы доходит до 4000 м в сек. Этот стремительный и к концу холодный газовый поток, с примесью паров воды и водяных капель, ударяет в лопатки подвижных и неподвижных дисков и превращается в работу вращения.

Кислородное соединение охлаждает нефть, а нефть, циркулируя вокруг конической трубы и карбюратора, охлаждает эту огненную камеру и мешает тем ее расплавлению, горению и разрушению. Кроме того, стальная труба, накаляясь у карбюратора, передает свое тепло путем теплопроводности холодным частям трубы, составляющим продолжение камеры смешения, и тем еще более охлаждается.

Утяжеление мотора тут происходит только от жидкого кислородного соединения. При бензоле (C_6H_6) и кислороде (O_2) масса последнего будет почти в 3 раза больше горючего (См. «Ракета», 1927 г.)[1].

При других углеводородах и большой примеси азота это отношение может возвыситься до 4. Но, с одной стороны, такое топливо, как уголь, используется в 3—4 раза слабее, чем нефть, так что запас его едва ли не превысит запас нефти вместе с кислородом; с другой — при полете в стратосфере гораздо проще запасать кислород, чем извлекать его из редкой атмосферы, а затем охлаждать и сгущать его.

Если давление не очень велико в карбюраторе, то можно употребить непрерывное накачивание горючего или кислородного соединения. Если же оно максимальное (что выгоднее в отношении экономии веса и использования горючего в плотной атмосфере), то работа вкачивания будет непосильно велика. Тогда удобнее применить прерывистое накачивание элементов взрыва с помощью поршневых насосов. В этом случае получим ряд холостых залпов (выстрелов). В короткие промежутки между ними и производится вкачивание с наименьшим расходом энергии. Лопатки дисков будут подвергаться изменяющемуся давлению газового потока, что заставит их делать прочнее.

Из кислородных соединений наиболее пригодна бурая и химически устойчивая жидкость азотноватого ангидрида (NO_2).

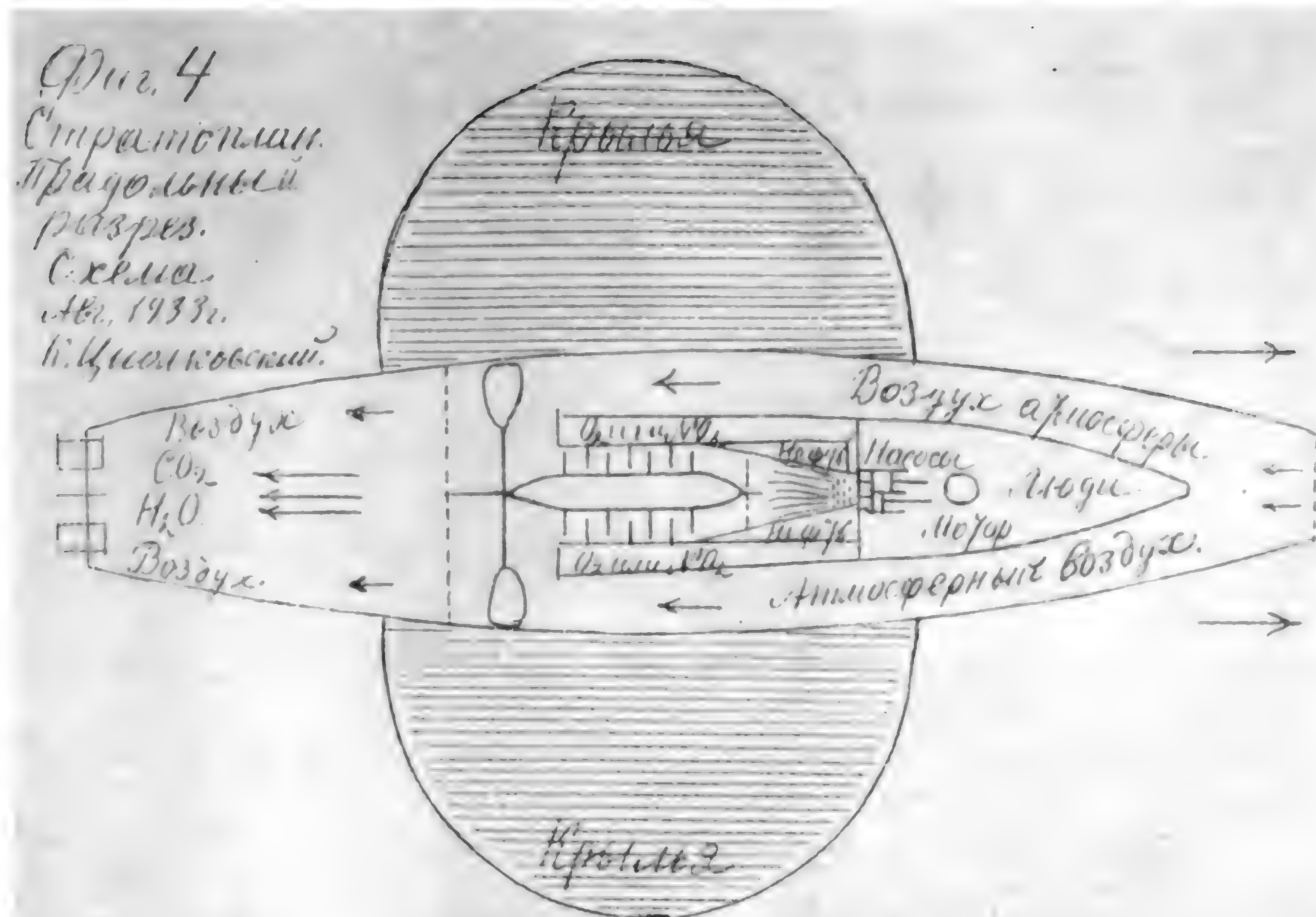
Мотор, накачивающий элементы взрыва в карбюратор, может, конечно, свою работу заимствовать от турбины через особую передачу (трансмиссию). Но может быть и самостоятельным, что удобнее. Лучше всего — взрывчатый мотор, заимствующий энергию от элементов взрывания. Продукты выбрасываются в общую трубу и усиливают реактивное действие.

ПРИМЕНЕНИЕ ОПИСАННОЙ ТУРБИНЫ К СТРАТОПЛАНУ

Конструкция такого аэроплана высот (стратоплана) в продольном разрезе наглядно изображена (схематически) на фиг. 4.

Средняя часть корпуса с крыльями занята описанным мотором. Он приводит в движение воздушный винт (пропеллер). Последний засасывает воздух справа и выгоняет его влево. От этого прибор движется слева направо (см. стрелки вне корпуса, означающие направление движения корабля). Этому движению помогает еще и отдача (реакция) отработавшего газового потока. Она тем сильнее, чем меньше используется турбиной движение парогазового потока. При достигнутой стратопланом большой скорости на высотах важнее работа отдачи, чем работа воздушного винта. Внизу, в плотных слоях атмосферы,— наоборот. Поэтому внизу, при малой скорости, более должен работать винт, а в разреженных слоях, при большой скорости,— отдача.

Крайние отверстия корпуса должны быть тем меньше, чем скорость стратоплана больше. Иначе от центробежной силы разорвется воздушный винт (см. мой «Стратоплан», 1932 г.)[2]. Сзади, с правой стороны мотора,



Фиг. 4

видим замкнутое помещение (кабинку) с кислородной атмосферой или с обыкновенным воздухом неизменной плотности. Это каюта для людей. Она необходима на больших высотах с очень разреженным слоем воздуха.

Наблюдение окружающего совершается через несколько особых зрительных трубок (перископов).

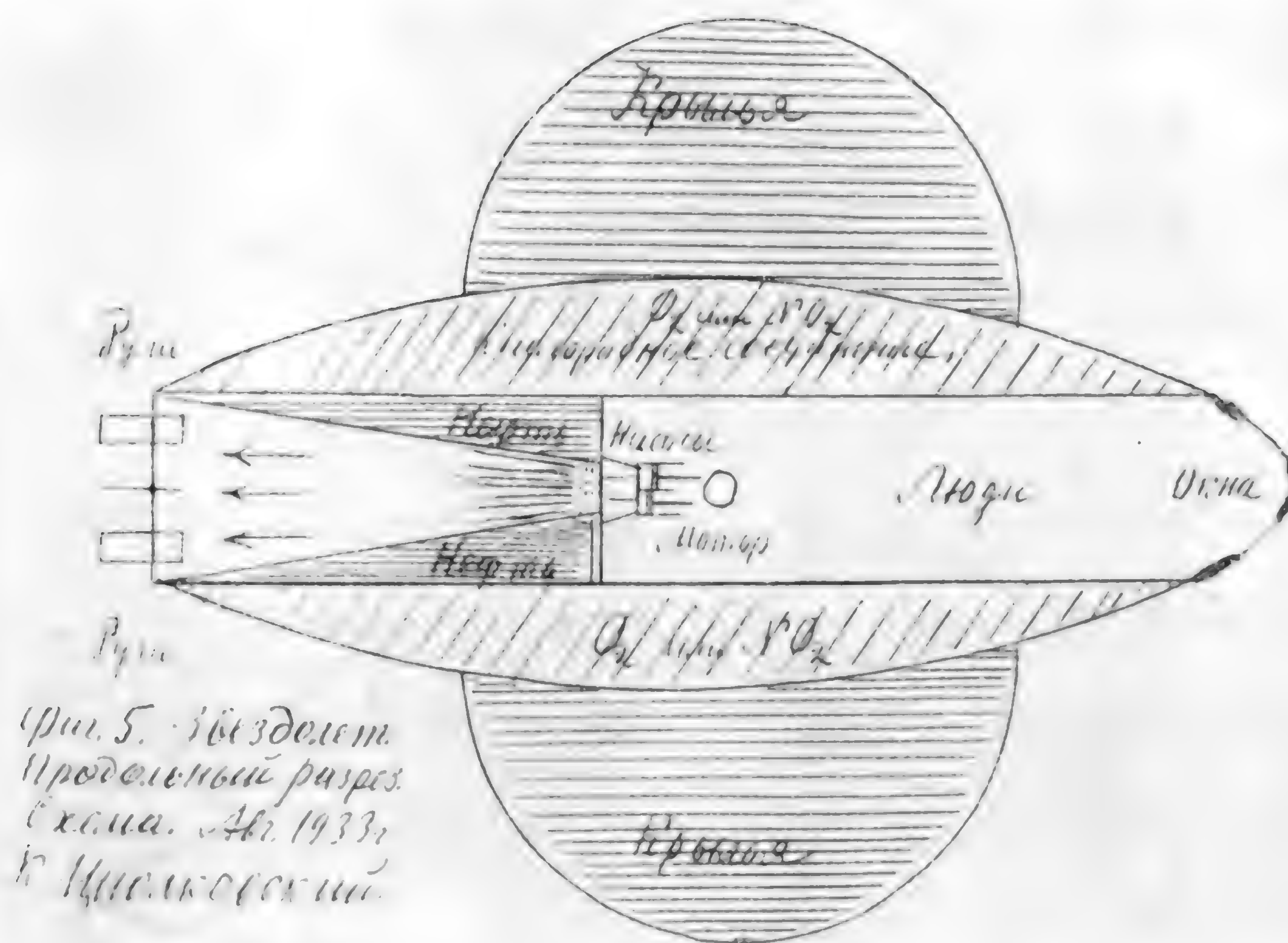
П р и м е ч а н и е. Последний подвижный диск турбины с лопатками искривляет поток. Также закручивает поток и большой воздушный винт. Этому можно противодействовать двумя рулями направления — посредством неравного их наклона. Но можно еще поставить против воздушного винта особую неподвижную диафрагму, подобную воздушному винту, только с обратным искривлением лопаток. Она выпрямит

поток, и так будет устранено вращение стратоплана вокруг продольной его оси. Диафрагма эта на чертеже не изображена.

Прим[ечание] 2-е. По образцу турбины устраивается и мой батарейный сжиматель газов.

ЗВЕЗДОЛЕТ

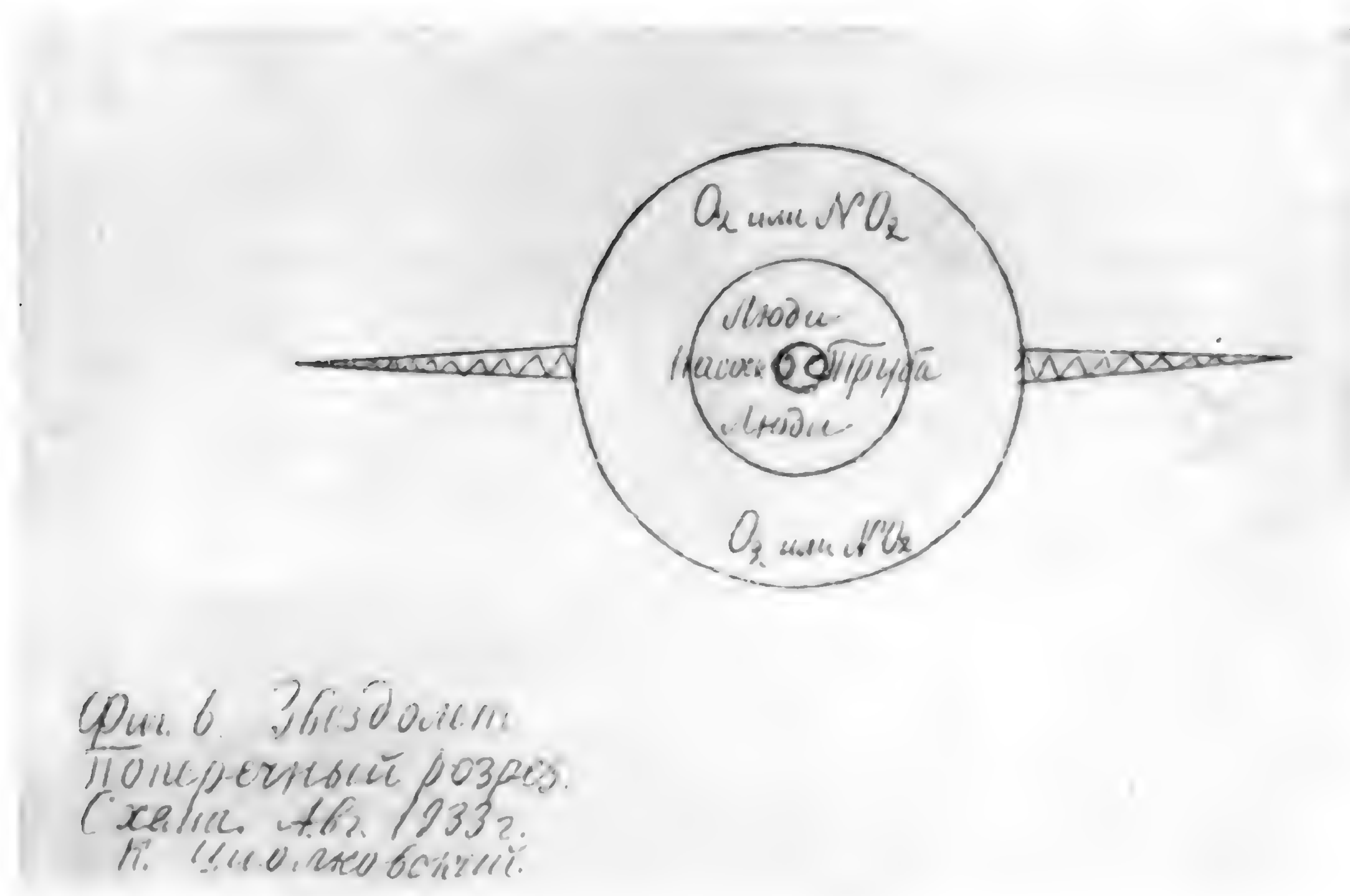
Описанный полуреактивный аэроплан, значительной величины, может унести на буксире чисто реактивный прибор (звездолет) на возможно бо́льшую высоту. Тогда звездолет, предоставленный самому себе, приведет в действие свой чисто реактивный мотор и устремится уже за атмосферу. Звездолет мой неоднократно был описан в печати, и потому отсылаем



Фиг. 5

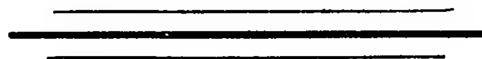
читателя к этим описаниям (см. «Знание — сила», 1932, № 23—24)[3]. Привожу тут все-таки упрощенный его рис[унок] — [фиг.] 5. Это есть продольное сечение прибора.

Если устранить из фиг. 4 турбину с воздушным винтом и внешнюю оболочку с атмосферным воздухом, то и получим звездолет, или чисто реактивный летательный аппарат. Рисунок и без описания понятен.



Фиг. 6

Крылья плоские. Они полезны до вылета из атмосферы и особенно необходимы при спуске в воздухе без взрывания и горючего. Несколько кварцевых окон находится впереди. Выпуклости к стенкам заняты кислородом (O_2) или его соединением с азотом (NO_2). Назади 3 руля: направления, высоты и устойчивости. Все три имеют особые, независимые приводы. Фиг. 6 изображает ту же машину в поперечном разрезе.



СНАРЯДЫ, ПРИОБРЕТАЮЩИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СКОРОСТИ НА СУШЕ ИЛИ ВОДЕ

1. Такие снаряды имеют большие преимущества перед теми, которые должны приобретать эту скорость на высоте, без связи с земными сооружениями. Именно:

А. Они могут пользоваться громадной электрической энергией, идущей извне (т. е. с земных неподвижных сооружений), как трамваи.

Б. В лежачих пушках можно пользоваться еще и упругостью подогреваемых электричеством газов.

В. Эти сооружения могут служить непрерывно для отправки множества снарядов за атмосферу.

Г. Для движения снаряда в трубе можно устроить в ней пустоту. Длинный путь снаряда, конечно, горизонтален или слегка наклонен и прилегает к почве, а не вздымается на высоту, как башня.

Д. Снаряды отправляются без большого запаса элементов взрывания.

Е. Во время пути они могут собирать понемногу с боков какие-нибудь полезные для них материалы.

Главная выгода — в получении любой энергии и большой космической скорости. Как использовать эту энергию — вопрос очень сложный.

2. Кроме того, такие приборы имеют и много недостатков сравнительно с реактивными. Последние представляют первую стадию, а другие — дальнейшую.

Вот каковы эти недостатки:

А. Особый путь (полотно, труба) до 1000 км длины и, понятно, очень дорогой.

Б. Побочные неподвижные источники энергии, как, напр[имер], генераторы электрического тока, компрессоры и другие.

В. Длина снаряда от 40 до 400 и более метров (при хорошей форме, разумеется), иначе получение космических скоростей невозможно.

Г. Снаряд еще в плотных слоях воздуха приобретает космическую скорость и потому испытывает большое сопротивление среды.

В общем, препятствие — в сложности, величине и дороговизне этих сооружений. Они возможны, когда люди более убедятся в осуществимости космических скоростей и несравнимых выгодах существования за атмосферой, вне Земли.

3. Большие скорости возможны только при условии удлиненности летящего или двигающегося по земле снаряда. Пользуемся моим трудом «Давление на плоскость», 30 г., стр. 27[1]. Приводим часть таблицы:

Секундные скорости в км:						
1,2	1,5	1,8	2,4	3	4,5	6
Минимальные продолговатости снарядов:						
4	5	6	8	10	15	20

Можем принять для четырехкратной продолговатости скорость только 1 км [в сек.]. Тогда получим таблицу:

Ск[орость]	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Прод[олговатость] . . .	4	8	12	16	20	24	28	32	36	40	44	48

Если мы продолговатость еще увеличим, примерно вдвое, то будем иметь почти одно трение, и сопротивление от инерции тогда можно откинуть, как сравнительно малое.

4. В таком случае сопротивление от трения (Q_q) на единицу объема снаряда выразится:

$$\frac{Q_q}{V} = \frac{15K_\eta \delta_1 F}{4K_V g x D^2} \cdot d \cdot v^2.$$

(См. мое [сочинение] «Сопротивление воздуха», 27 г., форм[ула] 56)[2]. Не будем повторять разъяснение входящих сюда величин; заметим только, что: $K_\eta = 0{,}7$; $\delta_1 = 0{,}0084$; $K_V = 1$; $g = 9{,}8$; x есть продолговатость снаряда, D — диаметр наибольшего поперечного сечения, далее видим — плотность воздуха d и скорость снаряда v.

5. F есть переменное и выражается

$$F = 1 : \left\{1 + \ln\left(\frac{v}{l}\right)\right\},$$

где l есть длина снаряда, или $D \cdot x$ (см. форм[улу] 19 «Сопротивления»).

6. Теперь форм[улу] (4) короче напишем так:

$$\frac{Q_q}{V} = A \cdot F \frac{d \cdot v^2}{x D^2}.$$

7. Тут

$$A = \frac{15K_\eta \cdot \delta_1}{4K_V \cdot g}.$$

По условию (4) $A = 0{,}00225$.

8. Положим еще: $v = 1000$, $D = 4$, $d = 0{,}0013$, $x = 100$, $l = x \cdot D = 400$, $F = \frac{\delta}{\delta_1} = 0{,}5211$ (см. «Сопротивление», стр. 12). Теперь вычислим:

$$\frac{Q_q}{V} = 0{,}000001521 \cdot \frac{v^2}{xD^2} = 0{,}000095 \text{ тонны.}$$

Следоват[ельно], при скорости в 1 кило[метр в сек.] в самых плотных слоях атмосферы сопротивление на 1 кб. метр снаряда будет менее 0,1 кг.

9. На основании предыдущих формул составим таблицу удельных сопротивлений (т. е. на 1 кб. м) в килограммах при разных скоростях в километрах [в секунду].

v	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
F	0,521	0,383	0,331	0,303	0,283	0,270	0,254	0,250	0,243	0,237	0,231	0,227
$\frac{Q_q}{V}$	0,1	0,296	0,576	0,928	1,35	1,87	2,45	3,07	3,77	4,56	5,37	6,42

10. Чтобы получить секундную работу, надо это небольшое удельное сопротивление помножить на скорость:

$$L_s = \frac{Q_q}{V} \cdot v.$$

Получим удельную работу в метрич. лошад[иных] силах [3]:

L_{s_1}	1,0	5,95	17,28	37,12	67,5	112,2	171,5	245,6	339,3	456,0	590,7	770,4

Если даже вместить источник энергии и мотор в самом снаряде, то в 1 кб. м она найдет место до скорости в 8 км [в сек.] (245,6).

11. Но полная мощность снаряда громадна, потому что пропорциональна объему:

$$N = \left(\frac{Q_q}{V}\right) \cdot v \cdot V = Q_q \cdot v.$$

12. По форм[уле] (33) «Сопротивления» получим:

$$N = \frac{2K_\eta}{g} \cdot \delta_1 dFDv^3 = A_1 FDv^3.$$

13. Тут

$$A_1 = \frac{2K_\eta}{g} \cdot \delta_1 d.$$

14. При условиях (4) найдем $A_1 = 0{,}00000156$.

15. Таким образом, по формуле (12) и таблице (10) определим полную секундную мощность снаряда (при условиях 8).

16. Соединим все в одну таблицу, т. е. секундную скорость в километрах; сопротивление среды, приходящее на 1 кб. м объема снаряда ($Q_q : V$), в килограммах; секундную работу в метрических силах, приходящуюся на 1 кб. метр ($\frac{Q_q}{V} \cdot v$). Сопротивление всего снаряда (Q_q) в тоннах и полную секундную мощность всего снаряда ($Q_q \cdot v$) в метр[ических] силах. $D = 4$, $x = 100$, $l = 400$, $V = D^2 \cdot l \cdot 0{,}5 = 3200$.

Сек. скорость в км	1	2	3	4	5	6
$Q_q : V$	0,1	0,296	0,576	0,928	1,35	1,87
$[L_s] = (Q_q : V) \cdot v$	1	5,95	17,28	37,12	67,5	112,2
Q_q[4]	0,251	0,753	1,422	2,322	3,414	4,685
$[N] = Q_q \cdot v$ . .	2512	15 060	42 670	92 870	170 680	281 100

Сек. скорость в км	7	8	9	10	11	12
$Q_q \cdot V$	2,45	3,07	3,77	4,56	5,37	6,42
$[L_s] = (Q_q : V) \cdot v$	171,5	245,6	339,3	456,0	590,7	770,4
Q_q	6,14	7,69	9,42	11,40	13,44	16,04
$[N] = Q_q \cdot v$ . .	430·[10³]	615·[10³]	848·[10³]	1140·[10³]	1478·[10³]	1925·[10³]

Мощность выражена в метрич[еских] силах, но при скорости, большей 6 км [в сек.],— в тысячах метрических сил. Так, при скорости в 12 км [в сек.] мощность доходит почти до двух миллионов метрических сил, а сопротивление — до 16 тонн.

17. Эту мощность можно сократить, если уменьшить размеры (D) снаряда по формуле 12-й. Сопротивление среды весьма незначительно в сравнении с силой, необходимой для ускорения снаряда. Положим, что средняя плотность снаряда $= 0{,}2$. Объем вычислим по форм[уле] (55)

«Сопротивления» в 2680 кб. м. Значит, масса снаряда будет 521,6 тонны. При ускорении в 100 м [в сек.^{2}] давление будет 52 167. Значит, даже при скорости в 12 км [в сек.] сопротивление среды в 326 раз меньше.

18. Интересно вычислить, сколько же мы затрачиваем всего тоннометров работы на сопротивление воздуха. Работу на одоление инерции и приобретение скорости, конечно, считать не будем.

19. По форм[уле] (33) «Сопротивления» имеем (считая одно трение): $Q_q = A_1 F D v^2$ (см. 11 и 12).

20. Или $Q_q = A_2 v^2$, где $A_2 = A_1 F D$.

21. Дифференциал затраченной на трение работы (L) будет: $dL = A_2 v^2 dS$, где S длина пути.

22. Но $dS = vdt$, где t есть время от начала движения, а $v = jt$.

Полагаем ускорение (j) движения снаряда постоянным.

23. Тогда $dL = A_2 v^3 dt = A_2 j^3 t^3 dt$.

24. Интегрируя, получим:

$$L = \frac{A_2}{4} \cdot j^3 t^4.$$

Или, на основании 22,

$$L = \frac{A_2 v^4}{4j}.$$

25. Отсюда видно, что при достижении одной и той же скорости выгодно большое ускорение j.

Но ускорение имеет пределы, так как при большом ускорении не только летчики, но и предметы могут пострадать. И малое ускорение не годится, так как путь будет чересчур длинен и дорог. При лежачем положении человека в воде можно принять ускорение во 100 м [в сек.^{2}].Оно даст удесятеренную силу тяжести.

26. Примем старые условия (см. 4 и 8) и скорость в 12 км [в сек].

Для облегчения расчета форм[улу] 24 представим в виде:

$$L = A_2 v^3 \cdot \frac{v}{4j}.$$

Или, на основании форм[ул] 12 и 20, найдем:

$$L = N \cdot \frac{v}{4j}.$$

27. Но N известно из табл[ицы] 16.

Взяв ее для 12 км скорости [в сек.] и ускорения (j) в 100 м [в сек.^{2}], вычислим:

$$L = 192\,500 \text{ тоннометров} \cdot \frac{12000}{400} = 5\,775\,000 \text{ тоннометров}.$$

28. Одна метрич[еская] сила в сутки выделяет 86 400 метрич. сил, или 8640 тм.

Значит, наша работа выделяется одной метрич[еской] силой в течение 670 суток, или машиной в 670 сил в течение одних суток, или машиной в 1000 сил в течение 16 часов.

29. Лучше всего сравнить эту работу с работою инерции снаряда. Она равна

$$L_i = \frac{v^2}{2g} \cdot M.$$

30. Масса[5] же зависит от объема снаряда и средней его плотности (d_c). По форм[уле] (55) «Сопротивления» имеем:

$$V = \frac{2\pi}{15} \cdot K_V D^3 x.$$

31. Из этого и (29) найдем:

$$L_i = \frac{\pi K_V}{15g} \cdot D^3 x d_c v^2.$$

32. Сравним эту работу инерции с работой сопротивления среды (см 12). Получим:

$$\frac{L_i}{N} = \frac{\pi K_V}{30 K_\eta} \cdot \frac{D^2}{\delta_1} \cdot \frac{x}{d} \cdot \frac{d_c}{Fv}.$$

33. Даем таблицу для F при разных скоростях и при длине снаряда в 400 м (см. 5):

v	1	2	3	4	5	6
F	0,521	0,383	0,331	0,303	0,283	0,270
v	7	8	9	10	11	12
F	0,259	0,250	0,243	0,237	0,231	0,227

34. Вычислим, при условиях (4) и (8), при скорости в 1 км [в сек.] и при $d_c = 0{,}2$, $\frac{L_i}{N} = 8440$, т. е. работа сопротивления совершенно ничтожна. Даже при скорости в 12 км [в сек.] она будет в 703 раза меньше инерции. При больших D, x и d_c она будет еще меньше.

Зачем же мы боимся сопротивления атмосферы! Оно опасно и невозможно только для малопродолговатых тел, каковы аэропланы и дирижабли и, конечно, еще более автомобили и обычные поезда...

34[6]. Но это еще не все. Мы выпускаем длинное тело плавной формы с секундной скоростью в 8—12 км. Не поглотит ли эту скорость дальнейшее сопротивление воздуха при полете снаряда через атмосферу? Этим мы сейчас займемся. Докажем истину (теорему): *работа прорезывания всей атмосферы, при отвесном движении снаряда, с постоянной скоростью такова, как будто вся атмосфера, при той же ее массе, имеет постоянную плотность, какая имеется, например, при уровне океана.*

Эта плотность равна 0,00129. При такой постоянной плотности и известной массе атмосферы высота ее будет около 7800 м ($P_1 : d_1 = 7800$).

Действительно, будет ли какая-нибудь часть атмосферы разрежена или сгущена — работа прохождения ее снарядом останется та же. Пусть, например, где-нибудь атмосфера станет в 100 раз реже. Сопротивление будет в 100 раз слабее и работа от этого уменьшится в 100 раз, но она в то же время увеличится во 100 раз, потому что разреженный путь будет в 100 раз длиннее. Таким образом, она останется неизменной.

35. Можно допустить на практике постоянную скорость полета в атмосфере, потому что сопротивление среды, как увидим, совершенно ничтожно в сравнении с запасом живой силы ракеты (или кинетической ее энергией).

Гораздо более ослабляет скорость сила земной тяжести. Но и эта на незначительном протяжении плотной атмосферы (20—40 км) незаметна ввиду начальной космической скорости снаряда.

36. В силу малого наклона движения ракеты к горизонту по твердой дороге путь ее не может быть отвесным: ведь он лежит на горах, общий наклон которых невелик. Значит, ракета имеет и далее наклонное движение. При этом, считая на небольшом протяжении ракетного пути Землю горизонтальной, дадим вторую истину (теорему): *работа рассечения атмосферы при наклонном движении снаряда обратна синусу наклона пути к горизонту.*

Так, при отвесном движении угол с горизонтом прямой и синус равен единице. Если же путь наклонный и синус равен, напр[имер], 0,1, то он в 10 раз меньше, а работа сопротивления будет в 10 раз больше. Это видно из следующего чертежа [стр. 442]:

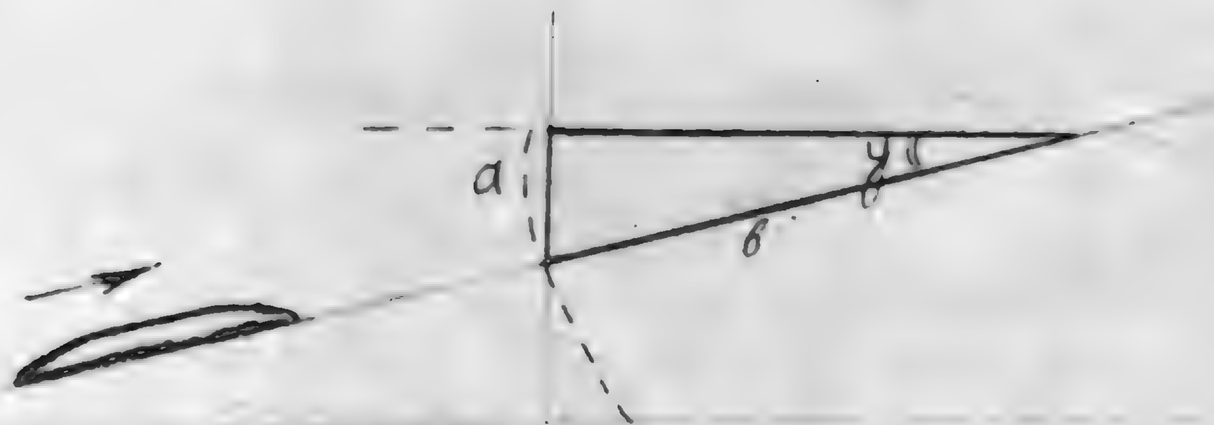
Путь отвесный (*а*) во столько раз меньше наклонного (*в*), во сколько *а* меньше *в*. Но это отношение равно синусу угла наклона (α).

37. По этим двум теоремам (34, 36) уже легко определить работу, поглощаемую атмосферой. Получим даже бо́льшую величину в силу ослабления скорости с поднятием: истинная работа одоления атмосферы меньше.

Для этого довольно сопротивление, по таблице 16 (Q_q), умножить на 7800 м. Напр[имер], при секундной скорости в 12 км получим $16 \cdot 7800 = 124\,800$ тоннометров. 7800 есть частное от деления давления атмосферы у уровня океана на единицу площади (P_1) на плотность воздуха у того же уровня (d_1).

38. Так найдем общую формулу сопротивления всей атмосферы (см. 33 ф[ормулу] «Сопротивления»), именно:

$$L_a = \frac{\pi K_\eta \delta_1 P_1 F d}{2g \cdot \sin \alpha d_1} \cdot v^2 D.$$



[Черт. 1]

39. Сравним ее с работой сопротивления воздуха по твердой дороге (см. 24, 20 и 13). Получим:

$$\left[\frac{L_a}{L}\right] = \frac{\pi P_1 j}{v^2 d_1 \sin \alpha}.$$

Значит, сравнительное сопротивление всей атмосферы тем меньше, чем больше начальная скорость выхода снаряда с дороги (v) и чем больше наклон к горизонту (α). Это отношение возрастает с ускорением снаряда по дороге (j).

40. Положим, напр[имер]: $j = 100$; $v = 12\,000$; $\sin \alpha = 0{,}1$; $P_1 : d_1 = 7800$. Тогда вычислим для отношения: $0{,}1717 = 1 : 5{,}8$. Значит, работа рассечения атмосферы почти в 6 раз будет меньше работы трения при движении по дороге.

41. Нечего говорить, что эта работа еще ничтожнее не только по отношению к кинетической энергии ракеты, но и по отношению к работе поднятия ракеты. Она равна массе ракеты (см. 30), умноженной на высоту (H) атмосферы, которую можно принять в данном случае километров в 30.

Получим такую работу поднятия:

$$L_H = \frac{2\pi}{15} \cdot K_V D^3 x d_c H.$$

Сравнив эту работу с (38), найдем:

$$\left[\frac{L_H}{L_a}\right] = \frac{4gK_V d_c d_1 D^2 x H \sin\alpha}{15K_\eta \delta_1 P_1 d F v^2}.$$

42. Но $P_1 : d_1 = H$. Положим еще, что $K_V = 1$. Тогда получим:

$$\left[\frac{L_H}{L_a}\right] = \frac{4gd_c D^2 x \sin\alpha}{15K_\eta \delta_1 d F v^2}.$$

Значит, относительная величина работы тяжести увеличивается с уменьшением скорости, увеличением наклона и размеров корабля.

43. Примем условия (4), (8) и воспользуемся таблицей (33). Положим еще: $d_c = 0{,}2$; $\sin\alpha = 0{,}1$ и $v = 12\,000$. Тогда по формуле увидим, что работа тяжести, несмотря на малый наклон и большую скорость, в 45,16 раза больше работы рассечения атмосферы — при свободном в ней движении.

44. Ввиду сравнительно малого сопротивления воздуха и соответственно малой работы, можно продолговатость (x) снаряда уменьшить раза в два. Возможно уменьшить во столько же раз и его размеры. Тогда $D = 2$ м; $x = 50$ и $l = 100$ м.

Это уже гораздо осуществимее в отношении энергии и денежных расходов. Еще все будет возможнее при получении наибольшей скорости в 8 км в 1 секунду. Тогда продолговатость и размеры можно еще уменьшить вдвое. Найдем: $D = 1$; $x = 25$; $l = 50$. Такой диаметр маловат, но ведь главное в перемещении массы и перелет через атмосферу. За ней же можно развернуть свободные просторные жилища желаемых размеров. Там размеры в отношении сопротивления среды ничего не значат, так как этой среды нет.

45. Теперь обсудим длину твердого пути. Большое ускорение снаряда невозможно, потому что человек будет раздавлен. Малое — также, потому что твердый путь будет длинен и не хватит для этого места на суше, да и дорого обойдется путь (S).

46. Принимая постоянное ускорение (j) снаряда, найдем: $S = v^2 : 2j$. Отсюда видно, что длина пути будет тем меньше, чем меньше скорость и больше ускорение. На основании предыдущего сопротивление воздуха можем не считать, работа же получения определенной скорости одна и

та же, несмотря на ускорение, т. е. $\frac{M}{2g} \cdot v^2$. Тут и масса постоянна и ускорение от земной тяжести.

Неизвестно, какое наибольшее ускорение может выдержать человек в лежачем положении, погруженный в воду. Но можно принять не менее 100 [м/сек.^{2}], или в десять раз больше земного ускорения. При разных скоростях тогда получим такую длину пути в километрах:

v	5	6	7	8	9	10	11	12
S	125	180	245	320	405	500	605	720
	При ускорении вдвое большем вычислим ($j = 200$):							
S	62,5	90	122,5	160	202,5	225	302,5	360

При секундной скорости в 8 км путь будет от 320 до 160 км. При поднятии на 5 км по ровной горе наклон будет от 1 : 64 до 1 : 32. Синус угла будет от 0,0156 до 0,0313, а самый угол от одного до 2 градусов.

47. Считаться с сопротивлением среды не приходится, но большая относительная тяжесть поезда требует его особой крепости, пропорциональной ускорению j. Так что с этой точки зрения выгодно было бы путь удлинить.

Лучшая передача энергии — с помощью электрического тока. Но как ее использовать, т. е. превратить в механическую работу. Никакие известные электродвигатели по своей тяжести сейчас не пригодны. С помощью эл[ектрического] тока легко получить высокую температуру и химическое разложение вещества. В тепловых двигателях это можно использовать, но самые эти моторы тяжелы. Возможно применение реактивных двигателей ракетного типа и использование электричества в качестве подогревателя охлажденных от расширения газов. Но и тут выгода не очень большая, так как температура подогревания не может быть очень велика, так как могут расплавиться проводящие газ трубы. Надо прежде этого искать тугоплавкие материалы и способы их обработки.



НАИБОЛЬШАЯ СКОРОСТЬ РАКЕТЫ

ЗАВИСИМОСТЬ МЕЖДУ СКОРОСТЬЮ РАКЕТЫ И МАССОЙ ЭЛЕМЕНТОВ ВЗРЫВА

1. Мы подразумеваем простейшие формулы моего «Исследования» 26 года [1], независимые от тяжести и сопротивления среды. Значение их приблизительное и имеет применение в следующих случаях:

а) когда действие производится вне тяжести и в пустоте;

б) когда прибор движется на горизонтальном пути и форма его удлиненная и очень хорошая;

в) когда полет совершается в атмосфере почти горизонтально. Прибор мало уклоняется от горизонта благодаря быстроте движения и плоским крыльям.

Мы будем применять эти формулы и при движении снаряда с небольшим наклоном к горизонту — при его полете в воздухе.

2. Имеем:

$$v = W \ln\left(\frac{M_1 + M_2}{M_1 + M}\right),$$

где даем скорость ракеты (v), ее массу со всем содержимым [M_1], кроме взрывчатых веществ, относительную скорость их отброса (W — она постоянная), полную его массу (M_2) и массу его оставшуюся (M), еще не сгоревшую, не выброшенную. Понятно, что v и M суть величины переменные, ln означает натуральный логарифм.

3. Если положим во 2-й форм[уле] $M = 0$, т. е. что весь запас вз[рывчатых] вещ[еств] сгорел, то получим наибольшую скорость ракеты:

$$v_{\max} = W \ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right).$$

4. На основании этой формулы составим таблицу 4 наибольших секундных скоростей ракеты в метрах в зависимости от полного сгоревшего запаса взрывчатого вещества и относительной скорости отброса.

Первый столбец показывает всю израсходованную массу взрывчатого вещества по отношению к массе ракеты (без взрывчатого вещества), последующие шесть — скорость ракеты в метрах при относительной скорости отброса в 1, 2, 3, 4, 5 и 6 км в секунду. Теория показывает, что энергия взрывчатых веществ, имеющихся сейчас в распоряжении человека, не может дать скорости продуктов взрыва большей 6 км в секунду. Наконец, последний столбец указывает в процентах на то, какая часть полной энергии взрыва идет на движение ракеты. Как видно, процент этот сначала очень мал, потом, по мере увеличения относительного количества взрывчатых веществ, он возрастает, достигает максимума при запасе, близком к 4, достигая почти 65%, затем начинает падать до нуля, как с нуля начался. Между запасом 0,7 и 30 он очень приличен и больше 40%.

Абсолютные скорости ракеты достигают космических, достаточных не только для удаления от Земли, но и для вечного удаления от нашего Солнца и скитания среди солнц Млечного Пути.

5. Однако, на практике, и скорость отброса далеко пока не достигает 5—6 км в секунду, да и запасов взрывания нельзя брать таких, какие требуются для получения космических скоростей — по крайней мере для одоления тяготения Солнца и блуждания среди звезд Млечного Пути.

Какие же скорости достижимы при самых скромных условиях и как, имея такие скорости, отыскать приемы для получения космических?

6. Нельзя целиком (100%) использовать тепловую энергию взрыва: вылетающие продукты не могут охладиться (через расширение) до абсолютного нуля и таким образом все тепло обратить в кинетическое движение газов. Беспредельному расширению газов и паров препятствует внешнее давление среды (например, атмосферное), а также ожижение и отвердение продуктов горения. Идеальному использованию химической энергии мешают еще ограниченные размеры трубы. От этого скорость отброса будет меньше, чем вычислено в таблице 4.

7. Последующая таблица это выражает:

50%	60%	70%	80%	90%	100%
0,707	0,775	0,837	0,894	0,949	1,000

Первая строка показывает использование теплоты горения в процентах или величину относительного превращения ее в кинетическую энергию (движение отброса), вторая — уменьшение скорости ракеты, пропорциональное уменьшению скорости отброса. Если тепловая или механическая работа уменьшается, например, в 9 раз, то скорость уменьшается в 3 раза. На этом основании и составлена таблица 4. Надо числа таблицы 4-й умножить на одну из дробей второй строки, чтобы получить истинную

Таблица 4

Скорости ракеты в метрах [в секунду]

Это скорости — при полном использовании тепловой энергии химического соединения для кинетического движения отброса и ракеты (см. 1).

Отношение массы отброса к массе ракеты	Относительная секундная скорость отброса в км [в сек.]						Процент использования
	1	2	3	4	5	6	
0,1	94,5	189	283,5	378	472,5	567	8,9
0,2	182,0	364	546	728	910	1092	16,5
0,3	262	524	786	1048	1310	1572	22,9
0,4	336	672	1008	1344	1680	2016	28,2
0,5	405	810	1215	1620	2025	2430	32,8
0,6	469	938	1407	1876	2345	2814	36,7
0,7	529	1058	1587	2116	2645	3174	40,0
0,8	586	1172	1758	2344	2930	3516	42,9
0,9	642	1284	1926	2508	3210	3852	45,8
1,0	693	1386	2079	2772	3465	4158	48,0
1,2	788	1576	2364	3152	3940	4728	51,8
1,5	915	1830	2745	3660	4575	5490	55,8
2,0	1098	2186	3294	4392	5490	6588	60,3
2,5	1253	2506	3759	5012	6265	7518	62,0
3	1380	2760	4140	5520	6900	8280	63,5
4	1609	3218	4827	6436	8045	9654	64,7
5	1792	3584	5376	7168	8960	10752	64,1
6	1946	3892	5838	7784	9730	11676	63,0
7	2079	4158	6237	8316	10395	12474	61,7
8	2197	4394	6591	8788	10985	13182	60,5
9	2303	4606	6909	9212	11515	13818	58,9
10	2398	4796	7194	9592	11990	14388	57,6
15	2773	5546	8319	11092	13865	16638	51,2
20	3044	6088	9132	12176	15220	18264	46,3
30	3434	6848	10302	13736	17170	20604	39,3
40	3714	7428	11142	15856	18570	22284	34,4
50	4480	8960	13440	17920	22400	26880	31,6
100	5256	10512	15768	21040	26280	31536	21,0
193	6007,6	12015,2	18022,8	24032	30038	36045,6	14,4
∞	∞	∞	∞	∞	∞	∞	0

наибольшую скорость ракеты, сообразную проценту использования теплоты взрыва.

8. Применим это к составлению новой таблицы, предполагая 70% использования тепла и относительную скорость продуктов в 4 км [в сек.]. Последняя, конечно, зависит и от рода взрывчатых материалов. Найдем:

0,5	1	1,5	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1356	2320	3063	3677	4620	5387	6000	6515	6960	7356	7710	8028

Первая строка есть относительное количество взрывчатых веществ, вторая — соответствующая максимальная скорость ракеты. Как видно, при десятикратном запасе она достаточна для образования спутника поблизости Земли за ее атмосферой.

9. Еще более подробную таблицу даем на ту же тему [табл. 9]: первая строка показывает на скорость продуктов взрыва (от 2 до 4 км в секунду), вторая — утилизацию тепла в процентах, последующие — окончательную скорость ракеты после уничтожения всего запаса взрывчатого вещества, первый столбец — запас их по отношению к весу ракеты. Как видно, практическая скорость едва достаточна для роли близкого земного спутника.

Но мы сейчас укажем на иные приемы получения гораздо бо́льших скоростей ракеты. Они состоят в том, чтобы отправляться в путь нескольким одинаковым и скромным (по скорости) ракетам. Они, кроме последней, расходуют только половину взятого запаса взрывчатого вещества, а остальной половиной снабжают друг друга. Только последняя ракета приобретает наибольшую скорость. Остальные освободившиеся от запаса снаряды планированием спускаются на землю.

СКОРОСТЬ РАКЕТЫ ПРИ НЕПОЛНОМ СГОРАНИИ ЗАПАСА

10. Положим в форм[уле (2)] $M = M_2 - M'$, т. е. мы выражаем, что масса оставшегося взрывчатого вещества равна его полному количеству без сгоревшего или выброшенного.

11. Тогда получим:

$$v = W \cdot \ln\left(\frac{M_1 + M_2}{M_1 + M_2 - M'}\right).$$

12. Преобразовывая, найдем:

$$v = W \cdot \ln\left(\frac{1 + \frac{M_2}{M_1}}{1 + \frac{M_2}{M_1} - \frac{M'}{M_2} \cdot \frac{M_2}{M_1}}\right).$$

Таблица 9

Табл[ица] скоростей при разном использовании теплоты горения и полном расходе взр[ывчатых] вещ[еств]

Относительный запас взрывч[атых] веществ	Скор[ость] продукт[ов] = =2000 [м/сек.]			Скор[ость] продукт[ов]= =3000 [м/сек.]			Скор[ость] продукт[ов]= =4000 [м/сек.]		
	Процент утил[изации тепла]			Процент утил[изации тепла]			Процент утил[изации тепла]		
	50	60	70	50	60	70	50	60	70
	Окончательная скорость ракеты в м [в сек.]								
0,3	370	406	439	556	609	658	741	812	872
0,5	573	628	678	859	942	1017	1145	1255	1356
0,7	748	820	885	1122	1230	1328	1496	1640	1771
1	980	1074	1160	1450	1611	1740	1946	2151	2320
2	1545	1694	1830	2329	2553	2744	3105	3404	3676
3	1951	2139	2310	2927	3208	3465	3903	4278	4620
4	2275	2494	2693	3414	3741	4040	4550	4988	5387
5	2534	2778	3000	3801	4166	4500	5068	5555	6000
6	2752	3016	3258	4127	4524	4886	5503	6033	6524
7	2940	3222	3480	4410	4834	5220	5879	6445	6960
8	3107	3405	3678	4660	5108	5517	6213	6811	7355
9	3256	3570	3855	4885	5354	5783	6513	7139	7710
10	3391	3717	4014	5086	5575	6021	6781	7434	8028

13. Положив $\frac{M_2}{M_1} = x$ и $\frac{M'}{M_2} = y$, получим:

$$v = W \cdot \ln \left\{ \frac{1 + x}{1 + x(1 - y)} \right\}.$$

14. Положим, что сгоревшая часть $y = 0,5$. Тогда найдем:

$$v = W \cdot \ln \left(\frac{1 + x}{1 + 0,5x} \right).$$

Из формулы видно, что скорость ракеты не возрастает безгранично при бесконечно большом запасе (x) взрывчатых веществ, а имеет предел. Действительно, положим, что $x = \infty$, тогда $v = W \cdot \ln 2 = W \cdot 0,693$. Если, например, $W = 3000$, то скорость ракеты $= 2079$ м [в сек.], несмотря

на бесконечный запас отброса (x). Отсюда видно, что нет большой выгоды при половинном сжигании запаса в большой его величине.

15. По этой формуле составим таблицу 15, которая это еще подтверждает. В ней узнаем скорость ракеты в метрах [в сек.], когда истребляется только 0,5 всего взрывчатого материала; x есть полный запас. [Имеем в виду] идеальное обращение теплоты в движение отброса и ракеты.

Таблица 15

W — скорость отброса, [м/сек.]	x [запас]												
	0,1	0,3	0,5	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1000	46	122	182	287	405	470	511	539	567	573	588	598	606
2000	93	245	365	575	810	940	1023	1078	1134	1146	1176	1196	1212
3000	139	368	547	863	1215	1410	1534	1617	1701	1719	1764	1794	1818
4000	186	490	729	1150	1620	1880	2046	2156	2268	2292	2352	2392	2424
5000	232	613	911	1438	2024	2350	2557	2695	2835	2865	2940	2990	3030
6000	279	736	1094	1726	2429	2820	3068	3234	3402	3438	3528	3588	3636

Первая строка означает полный относительный запас взрывчатых веществ, первый столбец — относительную скорость отброса. Приняв ее даже в 2000 м [в сек.], видим из таблицы, что скорость ракеты, при полном запасе в 4 и половинном его израсходовании (2), достигает 1023 м в секунду. При полном запасе в 2 и израсходовании половины его (1) получается скорость ракеты в 1215 м [в сек.], если относительная скорость отброса составляет 3000 м [в сек.].

СКОРОСТЬ, ДОСТИГАЕМАЯ ОДНОЙ РАКЕТОЙ ПРИ ПОМОЩИ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ

16. Сейчас увидим, какой смысл имеет ограниченное расходование взрывчатых веществ в деле достижения космических скоростей.

17. Пусть имеем много совершенно одинаковых ракет с запасом каждая в 1. Пусть каждая расходует половину этого запаса. Скорость отброса пусть равна у всех ракет 4000 м [в сек.].

С помощью эскадры этих ракет, путем переливания запасов взрыва, мы можем получить высшие скорости, которых одна ракета получить не может. Переливание, например, бензина из одного аэроплана в другой

вещь не только возможная, но и бывалая, как один из трюков самолетного летания.

18. Положим, что летит одна ракета. По таблице 4-й (форм[ула] 3) ее наибольшая скорость будет 2772 м [в сек.].

19. Пусть теперь летят одновременно и рядом (близко) две таких ракеты. Пусть обе расходуют сначала половину своих взрывчатых веществ. Тогда они приобретут скорость в 1150 м[сек.] (см. 15).

Одна из ракет переливает несгоревший еще запас (0,5) в другую, а сама планирует на землю. Вторая, теперь уже при полном запасе (1), получает прибавочную скорость в 2772 [м/сек.], а всего 3922 = (1150 + 2772) [м/сек.].

20. Теперь, положим, летят 4 ракеты. Когда все израсходуют половину запаса, то они все, летя рядом, получают одинаковую скорость в 1150 м [в сек.]. Но две из этих ракет пополняют запас остальных двух, а сами, без запаса, планируют на землю. Тогда две оставшиеся в воздухе летят дальше и расходуют опять половину запаса. Благодаря этому, они будут иметь скорость в 2300 м [в сек.] (1150 + 1150). Одна из них после этого пополняет запас другой и приземляется. Последняя, с полным запасом, израсходуя его весь, получает еще прибавочную скорость в 2772, а всего 5072 м [в сек.] (1150 + 1150 + 2772). После этого ей придется приземлиться планированием.

21. Так, составим таблицу скоростей последней из оставшихся в воздухе ракет в зависимости от числа их. Полагаем: W = 4000 и запас = 1.

Число ракет	1	2	4	8
Ск[орость] последней	2772	3922	5072	6222
Число ракет	16	32	64	128
Ск[орость] последней	7372	8522	9672	10822
Число ракет	256	512	1024	2048
Ск[орость] последней	11972	13122	14272	15422
Число ракет	4096	8192	16384	
Ск[орость] последней	16572	17722	18872	

22. В первой строке этой таблицы показано число одинаковых ракет, участвующих в достижении высшей скорости одной ракеты, во второй — скорость этой последней в метрах [в сек.].

23. Первая космическая скорость достигается уже при 32 ракетах. Для удаления на орбиту Земли надо уже 256 ракет, а для удаления от планет и Солнца требуется уже 4096 ракет.

24. Главное — залететь за атмосферу Земли и «укрепиться» там в качестве ее спутника. Дальнейшее увеличение скорости можно достигнуть другими способами и гораздо легче, чем на Земле. Все же число ракет чрезмерно велико.

25. Но у нас есть возможность взять больший запас взрывчатых веществ, например в 4. Тогда, при скромной скорости отброса в 3000 м [в сек.], скорость ракеты при половинном расходе составит 1534 м [в сек.] (см. табл. 15). Полная же скорость — 4827 м [в сек.] (табл. 4). Этого достаточно, чтобы предложить новую таблицу:

Число ракет	1	2	4	8	16
Скор[ость] последней	4827	6361	7895	9429	10 962
Число ракет	32	64	128	256	512
Скор[ость] последней	12 497	14 031	15 565	1 7099	18 633

Тут для блуждания среди солнц Млечного Пути довольно 256 ракет. Положение спутника Земли достигается при 4 ракетах, а спутника Солнца — при 16 ракетах.

26. Скорость отброса может быть больше 3 км в секунду, и тогда для достижения космических скоростей нужно будет меньшее число ракет.

27. Можем вывести общую формулу скорости последней ракеты в зависимости от числа их, скорости отброса (W) и относительного запаса взрывчатых веществ. Число ракет означим через 2^n. Тогда скорость одной ракеты будет (см. 3):

$$v = W \ln (1 + x),$$

где x есть полный относительный запас взрывчатых веществ. При числе же ракет 2^n скорость последней составит (см. форм[улу] 14):

$$W \ln (1 + x) + n \cdot W \cdot \ln \left(\frac{1 + x}{1 + 0{,}5x} \right) = W \{(n + 1) \cdot \ln (1 + x) - n \cdot \ln (1 + 0{,}5x)\}.$$

28. Второй член первой части имеет предел, как бы ни было велико x, или относительный запас взрывчатых веществ (см. 14). Он равен $n \cdot W \cdot 0{,}693$. Но все же он способен беспредельно возрастать при увеличении n или числа ракет 2^n. Но первый член возрастает неограниченно по мере увеличения x, или относительного запаса взр[ывчатых] веществ. Таким образом надо, по возможности, увеличивать и x и n.

29. Если и нельзя много увеличивать запас (x) взрывчатых веществ и относительную скорость продуктов горения (W), то число ракет (2^n)

в нашем распоряжении, а потому и величина скорости последней из групп участвующих ракет.

30. Практика показала, что вещественное сообщение между двумя аэропланами, движущимися с одинаковой скоростью, вполне возможно. Производилась передача горючего из одного самолета в другой. Надо только выработать наиболее для того ловкий прием. В нашем деле работа сложнее, так как приходится передавать особо два раздельных элемента: углеводороды (горючее) и кислородное соединение. Это можно делать разными способами, например:

А. Переливанием через трубку, соединяющую два летательных прибора.

Б. Передачею баков с элементами взрывания.

В. Стрелянием струи элемента в заднюю часть впереди летящего прибора (спринцовка, пожарный насос).

Какой из этих или других приемов окажется лучше, покажет упражнение и опыт.

ПРАКТИЧЕСКИЙ ПУТЬ

31. Начать дело придется с самых несовершенных и слабых реактивных аэропланов. Сначала выучимся летать на одном. Скорость отброса надо положить самую малую, например, в 2000 м [в сек.], запас взр[ывчатых] веществ в единицу. Табл. 4 укажет нам наибольшую секундную скорость в 1386 м[етров]. Такой ракетоплан может лететь горизонтально или наклонно. Не считая сопротивления воздуха, он мог бы при этой скорости подняться на высоту 96 км. Но, в силу сопротивления среды и некоторой оставшейся скорости, такой высоты он не достигнет, а подымется, примерно, на 50 км. Оттуда, лишившись элементов взрыва, он спускается уже планированием на твердую и жидкую поверхность планеты.

Так как наибольшая достижимая этим скромным ракетопланом скорость не превысит одного кило[метра], то продолговатость может быть не очень большой.

32. Даем тут необходимую продолговатость ракетоплана в зависимости от наибольшей достигнутой им скорости (см. мое [сочинение] «Давление», 1930 г.)[2].

v	1	2	3	4	5	6	7	8	
λ	4	8	12	16	20	24	28	32	
v	9	10	11	12	13	14	15	16	17
λ	36	40	44	48	52	56	60	64	68

Первая строка указывает на секундную скорость прибора в километрах, а вторая — необходимую наименьшую его продолговатость при хорошей, конечно, форме. Из таблицы видно, что первая скромная ракета может ограничиться продолговатостью в 4. Если продолговатость будет меньше указанной в таблице, то как бы ни был разрежен окружающий воздух, он сгущается перед кормой прибора до такой степени, что представляет как бы стальную стену.

33. Так как скорость большая, примерно 5 км [в сек.], достигается уже за атмосферой, то продолговатость и вообще не будет, по таблице, превышать 20.

34. Научившись хорошо управлять одним ракетопланом с продолговатостью в 4, приступим к постройке двух одинаковых ракет, с большей продолговатостью. Тут уж начнем упражняться в переливании элементов взрыва из одного ракетоплана в другой. Затем перейдем к группе из четырех ракет с еще более увеличенной продолговатостью, далее — к группе из восьми ракет и т. д. Вместе с тем приборы будут совершенствоваться, например, будет увеличиваться и относительный запас взрывчатых элементов и скорость сгоревшего отброса.

35. Пока мы предложим скромную таблицу скоростей ракетопланов, в зависимости от числа их, предполагая, что скорость отброса 2000 м [в сек.], а запас взрывчатого вещества равен единице.

Прибавим к таблице и требуемую наименьшую продолговатость группы равных ракетопланов.

Пользуемся таблицами 4 и 15:

Число ракет	1	2	4	8	16	32	64	128	256	512
v	1386	1961	2536	3111	3686	4271	4846	5421	5996	6571
λ	5	8	10	12	14	16	20	22	24	26
Выс[ота поднятия]	95	192	320	484	680	910	1170	1470	1800	2160

Первая строка указывает на число ракет в группе, вторая — на максимальную скорость, третья — на продолговатость каждого члена группы, четвертая — на максимальную высоту поднятия в килом[етрах] при израсходовании всей скорости.

На практике, конечно, достигнем этого лишь вполовину. При группе в 8 или 16 ракетопланов, возможно, зайдем за пределы атмосферы, где продолговатость уже не имеет значения. Так что она не будет превышать 12—14. Значит, снаряд, имеющий в наибольшем поперечнике 2 м, будет иметь в длину не более 24—28 м.

36. Но мы надеемся на получение во время этих упражнений или ранее скорости отброса, большей 2 км [в сек.], так как крайний предел ее

6 км [в сек.]. Запас также может перейти от единицы к 5 и более. Тогда и при небольших эскадрах одинаковых и не очень продолговатых ракетопланов получим космические скорости.

37. Как предел успехов представим себе, что скорость отброса равна 6 км [в сек.], а запас взрывчатого вещества — 10. Получим на тех же основаниях (4 и 15) следующую таблицу:

Число [ракет]	1	2	4	8	16
v	14 388	18 024	21 660	25 296	28 932

Тут не приходится даже говорить ни о высоте, ни о продолговатости. И одна ракета и группа быстро залетают за атмосферу, не имея в ней и двух кило[метров] скорости [в секунду]. Так что продолговатость в 8 вполне достаточна для всех ракет предельного успеха.

38. Но надеяться на такой успех мы пока не можем. Это — ограниченный множеством побочных условий теоретический вывод.

ЦЕЛЬ НОВОГО ПРИЕМА

Цель этой главы — указать на приемы, посредством которых и при крайнем несовершенстве одного ракетоплана можно с помощью нескольких таких же получить космические скорости, достаточные не только для завоевания солнечной энергии, но и для путешествия между другими солнцами в пределах нашего Млечного Пути. Прием этот состоит в использовании группы ракетопланов, в переливании элементов взрыва для подкрепления в силах одного последнего ракетоплана, который и получает высшую космическую скорость.

39. Мы ранее предлагали для той же цели земные искусственные дороги и ракетные поезда. Это возможно и правильно, но в настоящее время неприменимо по своей дороговизне и другим причинам.

40. Еще менее применимы—лежащие на земле «пушки», т. е. те же особенным образом устроенные пути, но еще более дорогие. Все эти поезда, дороги и «пушки» найдут применение в отдаленном будущем, когда значение межпланетных путешествий возрастет, более обратит на себя внимание человечества, более возбудит доверия и реальных надежд и тем вызовет расходы и жертвы даже большие, чем какие идут на все остальные потребности людей.

41. Прием же группы первых слабых машин и переливание взрывчатых веществ гораздо доступнее для состояния умов современного человечества. Уже один ракетоплан побудит к последующему опыту с двумя одинаковыми и несовершенными приборами.

Сами по себе они ценны, т. е. и в одиночку могут служить народам. Опыты с несколькими ракетопланами будут производиться, между про-

чим, как интересные трюки. Но эти трюки приведут неизбежно к получению космических скоростей.

Итак, основа этого успеха — получение первого, хотя бы и плохого ракетоплана. Построение таких же одинаковых снарядов двинет дело увеличения скоростей, которому как бы нет предела.

42. В предыдущих главах[3] мы дали основания для создания отдельных ракетопланов. Конечно, чем полученный ракетоплан будет совершеннее, тем и результаты опытов с их группами будут выше при том же числе употребленных летательных приборов в группе.

СКОРОСТЬ ВЫЛЕТА ПРОДУКТОВ ВЗРЫВА

43. Обратимся же еще к отдельному одинокому ракетоплану. Огромное значение имеет скорость вылета продуктов взрыва. От чего же она зависит? В ранее написанной главе «Выбор взрывчатых элементов» мы дали таблицы идеальных наибольших скоростей вылета продуктов взрывания. Они осуществляются почти целиком при следующих совместных условиях.

А. Когда продукты горения газообразны или очень летучи.

Б. Когда не имеется внешнего давления, препятствующего расширению газообразных продуктов.

В. Когда труба для течения отбросов весьма длинна.

Г. Когда она не очень расширяется к выходу, т. е. не очень уклоняется от цилиндрической.

Д. Когда нет потери тепла от теплопроводности и лучеиспускания.

Е. Когда диаметр трубы настолько велик, что можно пренебречь трением газов о внутренние стенки трубы.

44. Все эти условия не могут соблюдаться в полной мере на практике. Укажем на некоторые уклонения.

А. Снаряд обыкновенно небольших размеров. Поэтому труба коротка. Чтобы лучше использовать расширение газов и переход тепла в их движение, нужно делать трубу конической. От этого отдача ослабится, ибо [поток] будет расходиться в стороны.

Б. Внешнее давление устраняется только в пустоте, при поднятии за атмосферу, или при скорости, большей 300—500 м в секунду, когда у тупой кормовой части ракеты образуется пустота от быстроты движения. Корма ракеты вообще суживается. Но часть ее, где выходит взрывная труба (раструб), поневоле тупа. Тут и образовалось бы разреженное воздушное пространство. (Но оно, конечно, заполняется вылетающими продуктами взрыва).

В. Вследствие ограниченных размеров взрывной трубы и некоторого внешнего давления вытекающие газы не успеют охладиться до абсолютного нуля и сохраняют еще некоторое количество энергии в зависимости от степени их расширения. Таким образом, не вся энергия тепла горения превращается в движение газовых струй. От этого неполного использования тепла скорость продуктов, показанная в таблицах, на практике будет меньше. Если, например, по роду взрывчатых веществ, мы видим в таблице 5000 м в сек., то при потере тепла она окажется меньше.

45[4]. Предлагаемая последующая таблица принимает это во внимание.

Скорость ракеты по израсходовании 0,5 запаса взр[ывчатых] вещ[еств] и при использовании теплоты горения в 50, 60 и 70%

Полный запас взрыв. веществ	Запас израсходованный	Скорость продуктов взрывания (идеальная)								
		Два километра [в сек]			Три километра [в сек.]			Четыре километра [в сек.]		
Процент ут[илизации] тепла		50	60	70	50	60	70	50	60	70
Скор[ость] продукт[ов взрывания]		141,4	155,0	167,4	212,1	232,5	251,1	282,8	310,0	334,8
0,3	0,15	173	190	205	260	285	308	347	380	410
0,5	0,25	258	290	305	387	424	458	515	565	610
0,7	0,35	326	357	386	489	536	579	652	715	772
1	0,5	407	446	481	610	669	722	813	892	963
2	1,0	571	620	678	850	942	1017	1145	1255	1355
3	1,5	665	729	787	996	1093	1180	1329	1457	1574
4	2,0	723	733	856	1084	1189	1284	1446	1585	1712
5	2,5	762	835	902	1143	1253	1353	1525	1671	1805
6	3,0	800	877	947	1199	1315	1420	1600	1753	1894
7	3,5	815	892	963	1225	1338	1446	1627	1783	1926
8	4,0	831	911	984	1246	1367	1476	1663	1822	1968
9	4,5	846	927	1001	1268	1390	1497	1691	1853	2002
10	5,0	858	940	1015	1285	1409	1522	1714	1879	2029

Первая горизонтальная строка показывает идеальную скорость продуктов, зависящую только от химической энергии соединения их составных частей. Здесь мы даем скорость от двух до четырех кило[метров] в секунду, хотя она может достигать и шести кило[метров в сек.]. Вторая — указы-

вает в процентах на использование теплоты горения, в зависимости, конечно, от температуры вылетающих из устья трубы газов.

Первый столбец содержит полный относительный запас элементов взрыва: от 0,3 до 10.

Второй — половинный его расход для получения скорости. Наконец, на пересечении строк видим величину скоростей в метрах [в сек.] при половинном расходе основ[ного] взрыва.

Все это очень умеренные и осуществимые условия.

Из таблиц видно, что скорость ракетоплана достигает 2029 м в секунду при истреблении только половины запаса взрывчатых веществ.



ПРИЛОЖЕНИЯ



Константин Эдуардович Циолковский
(1857—1935)

КОНСТАНТИН ЭДУАРДОВИЧ ЦИОЛКОВСКИЙ

(краткая научная биография)

Константин Эдуардович Циолковский родился 5(17) сентября 1857 г. в селе Ижевском Спасского уезда Рязанской губернии. Отец его был лесничим, а затем педагогом и чиновником. Семья Циолковских часто переезжала с места на место, нередко терпела нужду.

На десятом году жизни Циолковский в результате осложнений после тяжелой болезни почти полностью потерял слух. Это оказало большое влияние на всю его последующую жизнь. Глухота помешала ему продолжать занятия в школе, и он вынужден был заниматься самостоятельно.

С 14-летнего возраста Циолковский, пользуясь библиотекой отца, начинает систематически изучать естественные науки. «Но книг было мало,— вспоминал впоследствии ученый,— учителей у меня совсем не было, а потому мне приходилось больше создавать и творить, чем воспринимать и усваивать. Указаний, помощи ниоткуда не было, непонятного в книгах было много и разъяснять приходилось все самому. Одним словом, творческий элемент, элемент саморазвития, самобытности преобладал» [1].

В это же время проявляется его склонность к изобретательству: он мастерит из тонкой бумаги воздушные шары, изготовляет модели паровых машин и насосов, строит маленький токарный станок, конструирует тележку с ветряком и автомобиль, двигающийся силой реакции струи пара.

Заметив у сына талант изобретателя, отец в 1873 г. посылает его для продолжения самообразования в Москву. Занимаясь самостоятельно,

---

[1] К. Э. Циолковский. Из автобиографии. Архив АН СССР, ф. 555, оп. 2, д. 1, л. 5.

Циолковский проходит полный курс математики и физики за среднюю школу и значительную часть университетского курса.

В эти же годы Циолковский начинает задумываться над различными научно-техническими проблемами. Например: нельзя ли практически воспользоваться энергией движения Земли? Какую форму примет поверхность жидкости в сосуде, вращающемся вокруг своей оси? Нельзя ли устроить поезд вокруг экватора, в котором не было бы тяжести от центробежной силы? Нельзя ли строить металлические аэростаты, не пропускающие газа и вечно носящиеся в воздухе? Нельзя ли эксплуатировать в паровых машинах высокого давления мятый пар? Нельзя ли применить центробежную силу к поднятию за атмосферу в небесные пространства?

В 1876 г. Циолковский возвращается из Москвы к родным и начинает заниматься преподаванием (дает частные уроки). Свой досуг в эти годы он посвящает конструированию различных станков и машин. Стремление к подобного рода деятельности у него было так велико, что он даже снял для своей мастерской отдельную квартиру. «Вся моя жизнь,— писал он впоследствии,— состояла из размышлений, вычислений, практических работ и опытов. Меня всегда сопровождала домашняя мастерская. Если она разрушалась, например, на пожаре или наводнении, то я снова ее заводил или пополнял»[2].

Сдав в 1879 г. экстерном экзамен на звание учителя народного училища, Циолковский в 1880 г. получает назначение в Боровское уездное училище Калужской губернии, где он преподает арифметику и геометрию. Одновременно он приступает к проведению научных исследований, посвящая им почти все свободное время.

К 1881 г. относится его первая работа «Теория газов». Не зная об исследованиях, проведенных ранее другими учеными, Циолковский совершенно независимо разрабатывает основы кинетической теории газов. В это же время им были написаны «Механика подобно изменяющегося организма» (получившая высокую оценку И. М. Сеченова) и «Продолжительность лучеиспускания звезд». На основании представленных работ Циолковского избирают членом Русского физико-химического общества.

Круг научных интересов Циолковского был исключительно широк. Его увлекали самые разнообразные вопросы естествознания и техники — астрономия и небесная механика, энергетика и астробиология, физика и геохимия. Кроме того, он занимался философией и лингвистикой. Но особое место в его деятельности занимают исследования в области авиации, воздухоплавания и межпланетных сообщений. Этим трем проблемам посвящены основные работы Циолковского.

---

[2] К. Э. Циолковский. Автобиографические черты. Архив АН СССР, ф. 555, оп. 2, д. 3, л. 2 об.

Воздухоплаванием Циолковский начал интересоваться очень рано — в возрасте 15—16 лет. Уже тогда он увлекся идеей создания металлического аэростата и занимался решением вопроса, «каких размеров должен быть воздушный шар, чтобы подниматься на воздух с людьми, будучи сделан из металлической оболочки определенной толщины» [3].

В 1885 г. Циолковский приступил к систематическим исследованиям в области проектирования летательных аппаратов легче воздуха. В своем рукописном труде «Теория и опыт аэростата, имеющего в горизонтальном направлении удлиненную форму» (1886 г.) он дает теоретическое обоснование конструкции металлического дирижабля. Весной 1887 г. результаты исследований были доложены им на заседании отделения физических наук Общества любителей естествознания. Председательствовавший на заседании А. Г. Столетов передал рукопись на отзыв Н. Е. Жуковскому.

В последующие годы Циолковский продолжал работать над усовершенствованием своего проекта. Особенности предложенной им конструкции заключались в применении гофрированной металлической оболочки, а также в возможности изменять объем аэростата в полете и нагревать наполнявший его газ за счет тепла отработанных продуктов сгорания. Необходимость изменения объема дирижабля в полете диктовалась стремлением сохранить постоянную подъемную силу при различных температурах окружающего воздуха и различных высотах полета, а подогрев газа давал возможность регулировать подъемную силу при подъеме и спуске без потери газа и балласта.

В 1890 г. Циолковский направил свое исследование о цельнометаллическом дирижабле и небольшую бумажную модель его Д. И. Менделееву. По предложению последнего, проект Циолковского был рассмотрен на заседании VII воздухоплавательного отдела Русского технического общества. Дальнейшее развитие теории цельнометаллического дирижабля было дано Циолковским в работе «Аэростат металлический, управляемый», относящейся к 1892 г. Однако, несмотря на то, что идеи Циолковского были одобрены рядом ученых, материальной поддержки он не получил и вынужден был отказаться от планов постройки дирижабля.

Большое внимание уделял Циолковский разработке вопросов аэродинамики и авиации. В 1890 г. им была закончена рукопись «К вопросу о летании посредством крыльев», в которой он исследовал величину сил, действующих на плоскую пластинку при ее движении в воздухе. Здесь же Циолковским была впервые сделана попытка дать количественную оценку влияния удлинения пластинки на величину аэродинамических сил.

Эта работа была положительно оценена Н. Е. Жуковским, который указывал, что оригинальные методы исследования, рассуждения и остро-

---

[3] Автобиография К. Э. Циолковского в его работе «Простое учение о воздушном корабле и его построении», изд. 2. Калуга, 1904, стр. IV.

умные опыты автора не лишены интереса и, во всяком случае, характеризуют его как талантливого исследователя.

В 1891 г. часть указанной рукописи Циолковского была напечатана в «Трудах отделения физических наук Общества любителей естествознания» под названием: «Давление жидкости на равномерно движущуюся в ней плоскость». Это была первая печатная работа ученого.

В 1892 г. Циолковский переезжает в Калугу, где, продолжая заниматься преподаванием, не прерывает своих научных исследований. В 1894 г. в журнале «Наука и жизнь» была опубликована его работа «Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина». В этой работе Циолковским была предложена схема самолета с металлическим каркасом, очень близкая к современной: моноплан с обтекаемым фюзеляжем, свободнонесущие крылья, толстый профиль с закругленной передней кромкой, колесное шасси, двигатель внутреннего сгорания. Был дан также анализ этой схемы как с точки зрения аэродинамики, так и с точки зрения прочности конструкции.

Работая над проектами дирижабля и самолета, Циолковский столкнулся с необходимостью получения точных данных о сопротивлении среды. После ряда опытов в естественных условиях он пришел к идее испытания моделей в условиях искусственного потока воздуха. В 1897 г. им была построена в Калуге аэродинамическая труба со свободной струей воздуха, в которой он производил продувки тел различной формы. Это была первая в России аэродинамическая труба, примененная для исследований, связанных с разработкой вопросов авиации. Результаты проведенных опытов и сделанные выводы были изложены Циолковским в работе «Давление воздуха на поверхности, введенные в искусственный воздушный поток» (1898 г.), опубликованной в журнале «Вестник опытной физики и элементарной математики».

В сентябре 1899 г. ученый обратился в Академию наук с просьбой рассмотреть результаты его первых опытов по сопротивлению воздуха и ассигновать средства на их продолжение. На заседании физико-математического отделения Академии академик М. А. Рыкачев дал весьма благоприятный отзыв об опытах Циолковского, отметив, что они «заслуживают полного внимания Академии как по идее, так и по разнообразию опытов»[4].

На основании отзыва Рыкачева Академия наук выдала Циолковскому пособие на проведение дальнейших опытов по сопротивлению воздуха, позволившее ему значительно расширить программу исследований. В мае 1900 г. ученый приступил к постройке новой аэродинамической трубы значительно больших размеров, чем первая (площадь поперечного сечения трубы была увеличена в 4 раза). К концу года труба была построена, и Циол-

[4] Выписка из протокола заседания физико-математического отделения Академии наук от 6 октября 1899 г. Архив АН СССР, ф. 1, оп. 1а, № 146.

ковский смог приступить к проведению опытов, а еще через год им был представлен в Академию наук отчет о первой части проведенных экспериментов.

Циолковский рассчитывал, что представленный им «Отчет Академии наук об опытах по сопротивлению воздуха» будет опубликован в изданиях Академии, однако, несмотря на то, что отчет содержал ряд важных выводов, до Октябрьской революции эта работа Циолковского так и не была напечатана. Ученому удалось опубликовать в 1902 г. в журнале «Научное обозрение» лишь небольшую статью «Сопротивление воздуха и воздухоплавание», в которой им были даны основные выводы из опытов по сопротивлению воздуха, проведенных им в 1900—1901 гг.

Среди трудов Циолковского особенно выделяются его исследования в области ракетодинамики и астронавтики. Мысль о возможности покорения безграничных мировых пространств возникла у Циолковского очень рано — еще во время пребывания в Москве в 1873—1876 гг. В ту пору для достижения космических скоростей он предполагал использовать свойства центробежной силы. «Я был так взволнован, даже потрясен,— писал позднее Константин Эдуардович,— что целую ночь не спал — бродил по Москве и все думал о великих следствиях моего открытия. Но уже к утру я убедился в ложности моего изобретения. Разочарование было так же сильно, как и очарование. Эта ночь на всю жизнь мою оставила след. Через 30 лет я еще иногда вижу во сне, что поднимаюсь к звездам на моей машине и чувствую такой же восторг, как в ту незапамятную ночь» [5].

В 1878—1879 гг. Циолковский начал составлять «астрономические чертежи», тогда же им был сконструирован прибор для изучения действия на живой организм ускорения силы тяжести, а еще через четыре года он впервые приходит к мысли о возможности использования реактивного принципа для движения в мировом пространстве. В своей рукописной работе «Свободное пространство», законченной в 1883 г., он писал: «Положим, что дана бочка, наполненная сильно сжатым газом. Если отвернуть один из ее тончайших кранов, то газ непрерывной струей устремится из бочки, причем упругость газа, отталкивающая его частицы в пространство, будет так же непрерывно отталкивать и бочку. Результатом этого будет прерывное изменение движения бочки»[6]. В этой же работе Циолковский пришел к выводу, что в свободном пространстве движение невозможно без потери материи.

Дальнейшее развитие идея Циолковского о межпланетных сообщениях получила в его научно-фантастических произведениях «На Луне» (1893) и «Грезы о Земле и небе и эффекты всемирного тяготения» (1895). Константин Эдуардович большое место отводил научной фантастике. Он писал: «Сначала неизбежно идут: мысль, фантазия, сказка; за ними шествует

[5] К. Э. Циолковский. Простое учение о воздушном корабле и его построении. Изд. 2. Калуга, 1904, стр. IV.

[6] Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 31, л. 41 об — 42.

научный расчет, и уже в конце концов исполнение венчает мысль. Моя работа относится к средней фазе творчества. Более, чем кто-нибудь, я понимаю бездну, разделяющую идею от ее осуществления, так как в течение моей жизни я не только много вычислял, но и исполнял, работая также руками. Но нельзя не быть идее: исполнению предшествует мысль, точному расчету — фантазия»[7].

Наибольший интерес представляет его научно-фантастическое произведение «Грезы о Земле и небе...», в котором, в частности, им впервые высказана мысль о создании искусственного спутника Земли. В этом произведении Константин Эдуардович писал, что «воображаемый спутник Земли, вроде Луны, но произвольно близкий к нашей планете, лишь вне пределов ее атмосферы, значит верст за 300 от земной поверхности, представит, при очень малой массе, пример среды, свободной от тяжести»[8], и ставил вопрос, «как сообщить земному телу скорость, необходимую для возбуждения центробежной силы, уничтожающей тяжесть Земли, когда эта скорость должна доходить до 8 верст в одну секунду?»[9].

С 1896 г. Циолковский приступает к углубленным теоретическим изысканиям о возможности решения проблемы межпланетных сообщений при помощи ракет. Мысль эта не являлась новой, ее высказывали и раньше, однако величайшей заслугой Циолковского является то, что им впервые была строго научно доказана возможность применения реактивного принципа для полетов в мировом пространстве и создана теория прямолинейного движения ракет.

Ознакомление с рабочими материалами Циолковского, хранящимися в Московском отделении Архива АН СССР, показывает, что уже в 1897 г. он вывел свою ныне широко известную формулу, устанавливающую аналитическую зависимость между скоростью ракеты в любой момент времени, скоростью истечения газа из сопла двигателя, массой ракеты и массой израсходованных взрывчатых веществ (см. рис. на стр. 467).

При выводе этой формулы Циолковский исходил из предположения о постоянстве относительной скорости истечения частиц газа. Эта гипотеза Циолковского и до настоящего времени широко применяется в ракетодинамике.

Согласно формуле Циолковского, скорость полета ракеты (без учета сил тяготения и сопротивления воздуха) равняется:

$$V = V_1 \ln\left(\frac{M_1 + M_2}{M_1 + M}\right),$$

---

[7] К. Э. Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами. «Вестник воздухоплавания», 1911, № 19, стр. 16—17.

[8] К. Э. Циолковский. Грезы о Земле и небе и эффекты всемирного тяготения. М., 1895, стр. 49—50.

[9] Там же, стр. 50.

95

16… $\frac{V}{V_1} = -L_{nat}\left\{1+\frac{M_2}{M_1}\right\}$

20… $V_1 = 5700$ метр.

$\frac{V^2}{2g} = \frac{V_1^2}{2g}\left[L\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right]^2$

Дата 1 Июля 1897 г.

Из табл. 22

$\frac{M_2}{M_1}$	$\frac{V}{V_1}$	V
1	0,693	3920
2	1,098	6260
3	1,386	7880
4	1,609	9170
5	1,792	10.100
6	1,946	11.100
7	2,079	[illegible]

28. $t = \frac{V}{p}$, 29… $\frac{p}{g}$

31… $t = \frac{V_2}{(p-g)}$ 32… $\frac{p}{g} - 1$

32 $\frac{p}{g}(p-g)$

34… $V = V_2 \left\{\frac{p}{(p-g)}\right\}$

35. $V_2 = -V_1\left(1-\frac{g}{p}\right) L_{nat}\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)$

$\frac{M_2}{M_1} = e^{\frac{\frac{V_2}{V_1}}{\left(1-\frac{g}{p}\right)}} - 1$

$\frac{M_2}{M_1} = e^{\frac{V_2 \cdot p}{V_1 (p-g)}} - 1$

44.. $p_1 = p - g$

45.. $h = \frac{p-g}{2} t^2$

46… $h = \frac{V^2}{2(p-g)}$, 47.. $h = \frac{V^2}{2p}\left(1-\frac{g}{p}\right)$

51… $\frac{T_1}{T} = 1 - \frac{g}{p}$ $T = \frac{V^2}{2g}$ … 48

Страница рукописи К. Э. Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами»

где

V — скорость ракеты в любой момент времени;

V_1 — относительная скорость истечения частиц газа;

M_1 — масса ракеты без взрывчатых веществ;

M_2 — полная масса взрывчатых веществ в начале движения;

M — переменная масса взрывчатых веществ, оставшихся невзорванными в данный момент времени.

Максимальная скорость будет при $M = 0$, т. е.

$$V_{\max} = V_1 \ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right).$$

Нетрудно видеть, что скорость движения ракеты в пустоте теоретически не ограничена и зависит лишь от скорости истечения частиц газа и от отношения массы взрывчатых веществ к массе ракеты.

Этот вывод Циолковского имел очень большое значение для дальнейшего развития ракетной техники, так как свидетельствовал о возможности достижения космических скоростей и указывал, в каких направлениях должны были развиваться теоретические исследования в этой области. Согласно формуле Циолковского, для повышения скорости полета ракеты необходимо было работать над повышением скорости истечения частиц газа и над увеличением относительного (а не абсолютного) запаса топлива.

Эта формула давала идеальную скорость ракеты без учета потерь, обусловленных силами тяготения и сопротивления среды. В дальнейшем Циолковский усложнил задачу: он ввел в расчет притяжение Земли и сопротивление воздуха и произвел расчеты для случаев, близких к действительным.

Вводя в расчет силу тяжести, Циолковский получил:

$$V_{\max} = V_1 \ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right) \cdot \left(\frac{p - g}{p}\right),$$

где

p — абсолютное ускорение ракеты;

g — ускорение земного тяготения.

В 1903 г. Циолковский опубликовал свой классический труд «Исследование мировых пространств реактивными приборами», в котором впервые была научно обоснована возможность осуществления космических полетов при помощи ракеты и даны основные расчетные формулы ее полета. В этой же работе ученым было уделено большое внимание вопросам топлива для космической ракеты. До конца XIX в. находили применение лишь реактивные двигатели на твердом топливе — пороховые ракеты. Однако Циолковский показал, что для ракет дальнего действия наиболее эффективным является двигатель, работающий на жидком топливе, и дал принципиальную схему такого двигателя.

Значение работы «Исследование мировых пространств реактивными приборами» трудно переоценить. Заслугой Циолковского является то,

что он внес большой вклад в новый раздел механики — механику тел переменной массы, создал теорию полета ракеты с учетом изменения ее массы в процессе движения и строго научно обосновал возможность достижения космических скоростей.

Однако в первом десятилетии XX в. эта работа осталась незамеченной как в России, так и за границей. Вторично она была напечатана (в значительно расширенном виде) в 1911—1912 гг. в журнале «Вестник воздухоплавания». Этим было положено начало популяризации идей Циолковского в области межпланетных сообщений. В статье 1911—1912 гг. ученый подробно исследовал сопротивление атмосферы и пришел к выводу, что работа, необходимая для преодоления сопротивления атмосферы, составляет лишь незначительную часть работы, необходимой для преодоления сил тяготения. В этой же статье Циолковским было сделано вычисление наивыгоднейшего угла подъема ракетного корабля, пробивающего слой атмосферы, а также высказана мысль о возможности использования для межпланетных полетов энергии распада атомов.

В 1914 г. Циолковский издал отдельной брошюрой дополнение к работам 1903 и 1911—1912 гг., в котором он, в частности, сформулировал свои теоремы о реактивном движении. Здесь же он указал на возможность применения озона в качестве окислителя. Впоследствии Циолковский еще несколько раз возвращался к работе «Исследование мировых пространств реактивными приборами», дополняя и развивая ее.

Не ограничиваясь разработкой теоретических вопросов, Циолковский дал ряд практических указаний по вопросам проектирования и изготовления отдельных деталей ракеты. С 1903 по 1917 г. им было предложено несколько схем конструкции космических ракетных кораблей. При этом им были рассмотрены такие вопросы, как управление ракетой в безвоздушном пространстве, охлаждение стенок камеры сгорания одним из компонентов топлива, применение тугоплавких элементов и др.

В годы, предшествовавшие первой мировой войне, Циолковский, наряду с разработкой вопросов реактивного летания, продолжал также свои исследования в области воздухоплавания. С 1910 по 1914 г. им было опубликовано пять брошюр, посвященных проблеме цельнометаллического дирижабля.

В мае 1914 г. Константин Эдуардович принял участие в проходившем в Петербурге III Всероссийском воздухоплавательном съезде, на котором он выступил с докладом о проекте своего дирижабля, демонстрируя привезенные им модели. На свое изобретение Циолковский получил патенты в Германии, Англии, Франции, Италии, Бельгии, однако до революции в России его проект цельнометаллического дирижабля так и не получил практического осуществления.

Исследования Циолковского затрагивали также ряд других областей естествознания и техники. В 1914 г. им была издана книга «Второе

начало термодинамики», в которой ученый возражал против беспредельного расширения границ применимости известного энтропийного постулата Клаузиуса: «теплота не может сама собой перейти от более холодного тела к более теплому», и ставил под сомнение высказанное им положение о том, что «энтропия вселенной стремится к максимуму». Эта работа Циолковского была направлена против получившего сравнительно широкое распространение взгляда о постоянном обесценивании энергии в природе и о якобы неизбежной тепловой смерти вселенной. Опираясь на указанный выше постулат Клаузиуса и возводя его в ранг всеобщего закона природы, сторонники этой теории утверждали, что настанет время, когда солнца потухнут, мир замрет, все живое уничтожится. Но этого не будет, возражал им Циолковский, если постулат Клаузиуса не признавать началом или законом, а рассматривать его лишь как «наблюдение, часто повторяющееся, по-видимому очевидное, но как будто нарушаемое по словам самих же ученых» [10].

В этой же работе, рассматривая гравитационную обратимость энергии, Циолковский писал: «...в моей душе созрело семя надежды об обратимости процесса рассеяния тепла. Если это так, то человечеству открывается будущее, независимое от солнечной энергии»... [11]

Ознакомление с научным наследием Циолковского показывает, что начало его размышлений над вопросами обратимости явлений относится к концу прошлого столетия. В 1905 г. им была закончена рукопись работы «Второе начало термодинамики», опубликовать которую ему удалось лишь в 1914 г. Впоследствии Циолковский еще несколько раз возвращался к вопросу об обратимости явлений, написав ряд статей, посвященных этой проблеме.

После опубликования работы «Второе начало термодинамики» Циолковский в сентябре 1916 г. обратился в Общество содействия успехам опытных наук и их практических применений им. Х. С. Леденцова с просьбой выдать ему субсидию на проведение описанных опытов. Однако экспертная комиссия Общества дала отрицательное заключение, и в выдаче субсидии Циолковскому было отказано.

Годы первой мировой войны были как материально, так и морально одним из самых тяжелых периодов в жизни Циолковского. Семья его непрерывно испытывала нужду и лишения. И без того скудные возможности издавать свои произведения — а это было для Константина Эдуардовича чрезвычайно важно, так как только таким путем он надеялся сохранить свои идеи для следующих поколений,— были еще более ограничены. Показательно, что за два последних военных года (1916—1917) ему удалось

---

[10] К. Э. Циолковский. Второе начало термодинамики. Калуга, 1914, стр. 6.

[11] Там же, стр. 23.

опубликовать лишь одно свое произведение с очень красноречивым названием: «Горе и гений».

До революции условия для творческой деятельности Циолковского были исключительно тяжелыми. Его идеи, намного опережавшие свое время, не находили признания у представителей официальной науки. Ему приходилось сталкиваться с равнодушием и неверием, многие считали его беспочвенным мечтателем, скептически относились к ученому-самоучке без диплома. Не получая ни материальной, ни моральной поддержки, Циолковский был предоставлен самому себе. «Тяжело работать,— с горечью писал он,— в одиночку, многие годы, при неблагоприятных условиях и не видеть ниоткуда просвета и содействия»[12]. Однако его поддерживала вера в успех дела, которому он посвятил всю свою жизнь. Он не хотел и не мог примириться с тем, что его работы считали беспочвенными фантазиями, обреченными на неудачу. «Было время, и очень недавнее,— писал он, как бы бросая вызов всем, кто не верил в осуществимость его идей,— когда идея о возможности узнать состав небесных тел считалась даже у знаменитых ученых и мыслителей безрассудной. Теперь это время прошло. Мысль о возможности более близкого непосредственного изучения вселенной, я думаю, в настоящее время покажется еще более дикой. Стать ногой на почву астероидов, поднять рукой камень с Луны, устроить движущиеся станции в эфирном пространстве, образовать живые кольца вокруг Земли, Луны, Солнца, наблюдать Марс на расстоянии нескольких десятков верст, спуститься на его спутники или даже на самую его поверхность, что, по-видимому, может быть сумасброднее! Однако только с момента применения реактивных приборов начнется новая, великая эра в астрономии — эпоха более пристального изучения неба»[13].

Коренным образом изменились условия жизни и работы Циолковского после Великой Октябрьской социалистической революции. В 1919 г. Циолковский был избран членом Социалистической (позднее Коммунистической) Академии, а в сентябре 1921 г. постановлением Совнаркома РСФСР ему была назначена персональная пенсия. Впервые за много лет Циолковский получает возможность полностью посвятить себя научной работе.

Признание и высокая оценка его трудов вызвали у ученого новый прилив творческих сил. Если до Октябрьской революции им было написано 130 работ (из них напечатано около 50), то за годы Советской власти число его печатных и рукописных работ превысило 500.

«При Советском правительстве,— писал он в своей автобиографии,— обеспеченный пенсией, я мог свободнее отдаться своим трудам и, почти

---

[12] К. Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами (дополнение к I и II части труда того же названия). Калуга, 1914, стр. 7.

[13] К. Э. Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами. «Вестник воздухоплавания», 1912, № 9, стр. 8.

незамеченный прежде, я возбудил теперь внимание к своим работам»[14].

Начинают осуществляться идеи Циолковского. Советское правительство признало необходимой реализацию проекта цельнометаллического дирижабля. Ряд организаций приступил к проведению опытных работ по определенным разделам предложения Циолковского. Ученый продолжает развивать теорию металлического аэростата, критически рассматривает существующие системы дирижаблей, дает необходимые консультации и советы.

В эти же годы Циолковский продолжает свои исследования в области межпланетных сообщений. В 1920 г. была опубликована в виде отдельной брошюры его научно-фантастическая повесть «Вне Земли», работа над которой была начата им еще в 1896 г. Циолковский в популярной форме изложил программу предстоящего освоения человеком космоса, описал условия полета и жизни в космическом корабле, на искусственном спутнике Земли, на Луне и на астероидах. Следует отметить, что, несмотря на занимательную форму изложения, все расчеты и пояснения автора имели строго научные основы и, как правило, являлись результатом его исследований. В этом произведении получила отражение мысль Циолковского о том, что для решения задачи завоевания космического пространства необходимо объединить усилия ученых всех стран, создать международный коллектив ученых, инженеров и изобретателей, которым будут обеспечены все необходимые условия для плодотворной работы.

Продолжая свои исследования в области реактивного движения, Циолковский в 1921 г. составляет план статьи «Ракета», в которой он предполагал рассмотреть ряд вопросов реактивных полетов в пустоте и в пределах атмосферы. К этому же периоду относятся его рукописные и печатные работы: «Космическая ракета» (1923), «Реактивный прибор» (1924), «Ракета в космическое пространство» (1924), «Космический корабль» (1924), «Исследование мировых пространств реактивными приборами» (1926) и др.

В конце первой половины 20-х годов Циолковский, стремясь уменьшить количество топлива, необходимого для космических полетов, высказал мысль о возможности возвращения на Землю без затраты горючего за счет использования сопротивления атмосферы. (Следует отметить, что этим же вопросом занимались: в СССР — Ю. В. Кондратюк и Ф. А. Цандер, в Германии — В. Гоманн. В печати это предложение было впервые опубликовано в 1924 г. Ф. А. Цандером в его статье «Перелеты на другие планеты»).

С середины 20-х годов Циолковский начинает заниматься разработкой

---

[14] К. Э. Циолковский. Черты из моей жизни. Архив АН СССР, ф. 555, оп. 2, д. 13, л. 65.

теории полета реактивных самолетов. До последнего времени биографы ученого считали, что этими вопросами он интересовался лишь в последние годы жизни, и относили начало работы над этой проблемой к 1929—1930 гг. Однако внимательное ознакомление с научным наследием Циолковского показывает, что интерес к этим вопросам пробудился у него несколько раньше. Из хранящихся в Московском отделении Архива АН СССР рукописей ученого (часть этих документов публикуется в готовящемся к переизданию втором томе Собрания сочинений К. Э. Циолковского) видно, что уже в 1924—1925 гг. им был сделан ряд расчетов, относящихся к реактивным самолетам. В 1926 г. им была закончена работа «Аэроплан-ракета (Новый самолет для больших высот и скоростей)», послужившая основой для печатной работы «Новый аэроплан». Дальнейшее развитие его идеи в области теории реактивных самолетов получили в печатных и рукописных работах: «Новый аэроплан» (1929), «Реактивный аэроплан» (1930), «Восходящее ускоренное движение ракетоплана» (1930), «Стратоплан полуреактивный» (1932) и др.

Рассмотрев типы самолетов, пригодных для различных скоростей и высот полета, Циолковский пришел к совершенно правильному выводу о том, что при повышении высоты и скорости полета поршневые двигатели должны будут уступить место двигателям реактивным. Ему принадлежат пророческие слова: «За эрой аэропланов винтовых должна следовать эра аэропланов реактивных или аэропланов стратосферы»[15]. Значение этих слов становится особенно ясным, если вспомнить, что они были произнесены задолго до постройки первого реактивного самолета, в период безраздельного господства поршневой авиации.

Характеризуя различные типы авиационных двигателей, Циолковский отмечал, что для самолетов, летающих на высоте, не превышающей 3—4 км, со скоростью до 500 км/час, наиболее подходящими двигателями являются поршневые; при увеличении высоты и скорости полета он рекомендовал применять сначала турбовинтовые, а затем турбокомпрессорные двигатели и, наконец, (при еще большем увеличении высоты и скорости полета) жидкостные реактивные двигатели.

С 20-х годов идеи Циолковского о покорении мировых пространств начинают получать в СССР все более широкое распространение. В 1924 г. при Военно-научном обществе Академии воздушного флота была создана секция реактивного движения, ставившая перед собой задачу объединения всех лиц, работающих в СССР по данному вопросу. В том же году в Москве было создано Общество изучения межпланетных сообщений, насчитывавшее уже около 150 членов, а в 1927 г. в Москве была организована Первая мировая выставка межпланетных аппаратов и механиз-

---

[15] К. Э. Циолковский. Реактивный аэроплан. Калуга, 1930, стр. 19.

мов, на которой нашло отражение научное творчество Циолковского и других отечественных и иностранных ученых, работавших в этой области.

В конце 20-х — начале 30-х годов Циолковский в своих исследованиях в области межпланетных сообщений основное внимание уделяет двум проблемам — достижению космических скоростей и нахождению наивыгоднейшего топлива для ракеты.

Теоретическая проблема достижения космических скоростей была решена Циолковским еще в конце XIX столетия, однако техническое решение этой задачи представляло значительные трудности. Одним из наиболее сложных вопросов являлось конструирование ракеты, в которой можно было бы разместить запас топлива, необходимый для достижения космических скоростей. Расчеты показывали, что этот запас во много раз превосходит вес пустой ракеты (ракеты без топлива). Сооружение такой ракеты представляло при уровне техники того времени неразрешимую задачу. Поэтому необходимо было найти какое-либо решение вопроса о размещении топлива либо о его сокращении. Работая над разрешением этой проблемы, Циолковский уже в 1926 г. пришел к выводу, что ракета сможет достигнуть космических скоростей лишь в том случае, если она получит сравнительно высокую начальную скорость без затраты своего собственного запаса топлива. Проанализировав возможные способы сообщения ракете предварительной скорости, Циолковский пришел к выводу, что «самый простой и дешевый в этом случае прием — ракетный, реактивный». Исходя из этого, он предложил применить для достижения космических скоростей двухступенчатую ракету, первая ступень которой — по терминологии Циолковского, «земная ракета»,— должна была двигаться по Земле и в плотных слоях атмосферы.

Циолковским был произведен также расчет запаса топлива, массы конструкции, скорости и других параметров каждой ступени.

Дальнейшее развитие теория многоступенчатых ракет получила в работе Циолковского «Космические ракетные поезда» (1929). Следует отметить, что идея многоступенчатых ракет насчитываст несколько столетий. Первые упоминания о них относятся к XVI—XVII вв. В XX в. предлагали использовать принцип многоступенчатых ракет А. Бинг (Бельгия, 1911), Р. Годдард (США, 1914), Ю. Кондратюк (Россия, 1917), Г. Оберт (Германия, 1923).

Однако и в данном случае заслугой Циолковского является то, что он, не ограничиваясь изложением принципа действия многоступенчатых ракет, дал их подробную математическую теорию и строго научно доказал возможность получения космических скоростей при помощи ракетных двигателей, работающих на химическом топливе.

Введя ряд допущений — все ступени ракеты он принимал совершенно одинаковыми и пренебрегал силами притяжения Земли и сопротивления

Первая страница рукописи К. Э. Циолковского «Аэроплан-ракета (Новый самолет для больших высот и скоростей)»

воздуха,— Циолковский получил следующую формулу для определения прибавочной скорости любой ступени составной ракеты:

$$V_i = W \ln \left[1 + \frac{1}{\left(1 + \frac{M_1}{M_2}\right)(n - i + 1) - 1} \right], \qquad (4)$$

где

V_i — прибавочная скорость i-той ступени;
W — скорость истечения продуктов сгорания;
M_1 — масса конструкции каждой отдельной ступени;
M_2 — масса топлива;
n — общее число ступеней ракеты;
i — порядковый номер ступени, для которой производится расчет.

Скорость первой ступени, или, по терминологии Циолковского, первого ракетного поезда, определялась вышеприведенной формулой, скорость i-той ступени равнялась сумме прибавочных скоростей первых i поездов, и, наконец, максимальная скорость, достигаемая при помощи многоступенчатых ракет, складывалась из прибавочных скоростей всех ступеней:

$$V = V_1 + V_2 + V_3 + \ldots + V_n \qquad (5)$$

К концу 20-х годов труды Циолковского по ракетной технике получают широкое признание не только в Советском Союзе, но и за его пределами. Во многих странах начинают изучать работы советского ученого, пользоваться его теоремами и формулами. Циолковский заслуженно становится главой нового направления — ракетодинамики и астронавтики.

Известный немецкий ученый, исследователь реактивного движения в космическом пространстве, профессор Г. Оберт писал в 1929 г. Циолковскому: «Вы зажгли огонь, и мы не дадим ему погаснуть, но приложим все усилия, чтобы исполнилась величайшая мечта человечества»[16].

Еще более четко было выражено отношение немецких ученых к Циолковскому в приветствии, присланном Германским обществом межпланетных сообщений (Verein für Raumschiffahrt) по случаю 75-летнего юбилея ученого. В приветствии указывалось: «Глубокоуважаемый господин Циолковский, Общество межпланетных сообщений со дня своего основания всегда считало Вас одним из своих духовных руководителей и никогда не упускало случая указать устно и в печати на Ваши высокие заслуги и на Ваш неоспоримый русский приоритет в научной разработке нашей великой идеи»[17].

[16] Подлинник письма Г. Оберта К. Э. Циолковскому хранится в Архиве АН СССР, ф. 555, оп. 4, д. 457.

[17] Текст оригинала приведен в книге «Константин Эдуардович Циолковский (1857—1932). Научно-юбилейный сборник, посвященный 75-летию со дня рождения К. Э. Циолковского и 40-летию со дня появления его первых печатных трудов по дирижаблестроению». М.— Л., 1932, стр. 55 (перевод с немецкого наш.— *Авт.*).

Следует отметить, что Циолковский никогда не занимался вопросами военного применения ракет. Все его помыслы были направлены на их мирное использование, на расширение наших знаний о законах природы. Он признавал лишь один вид войны — войну с незнанием, невежеством, несовершенством природы и человека. В работе «Исследование мировых пространств реактивными приборами» (1926 г.) он писал: «Но бороться с давлением газов, убийственными лучами Солнца, с несовершенной природой человека и растений необходимо. Воевать за комфорт, знание, усовершенствования людей и т. д. неизбежно»[18].

В последние годы жизни Циолковский, несмотря на преклонный возраст, по-прежнему много внимания уделяет научной работе. В 1932 г. им была написана работа «Достижение стратосферы», в которой ученый, как бы подводя итоги своих многолетних исследований в области ракетной энергетики, сформулировал требования, предъявляемые к взрывчатым веществам, предназначенным для использования в реактивных двигателях. Он писал: «Элементы взрывчатых веществ для этой машины должны обладать следующими свойствами:

1. На единицу своей массы при горении они должны выделять максимальную работу.

2. Должны давать при соединении газы или летучие жидкости, обращающиеся от нагревания в пары.

3. Должны при горении развивать возможно низкую температуру, т. е. иметь низкую температуру диссоциаций, чтобы не испортить ствола (дюзы).

4. Должны занимать небольшой объем, т. е. иметь возможно большую плотность.

5. Должны быть жидки и легко смешиваться. Употребление же порошков сложно.

6. Они могут быть и газообразны, но иметь высокую критическую температуру и низкое критическое давление, чтобы удобно было их употребить в ожиженном виде. Ожиженные газы вообще невыгодны своей низкой температурой, так как они поглощают тепло для своего нагревания. Потом употребление их сопряжено с потерями от испарения и опасностью взрыва. Не годятся также дорогие химически неустойчивые или трудно добываемые продукты»[19].

Нетрудно видеть, что в этой работе Циолковским были уже сформулированы важнейшие термодинамические и эксплуатационные требования, предъявляемые к топливу для реактивных двигателей. В дальнейшем со-

---

[18] К. Э. Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами. Калуга, 1926, стр. 88.

[19] К. Э. Циолковский. Достижение стратосферы. Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 75, л. 7.

ветские ученые, продолжая работу над проблемой ракетного топлива, добились в этой области больших успехов.

В 1934—1935 гг. Циолковский предложил еще один способ достижения космических скоростей, получивший название эскадрильи ракет. При этом способе ракеты соединялись параллельно и работали одновременно, но использовали топливо не целиком, а лишь наполовину. После этого топливо одной части ракет переливалось в полупустые баки другой части ракет, которые и продолжали дальнейший путь с полным запасом горючего. Пустые же ракеты отделялись от эскадрильи и возвращались на землю. Процесс переливания продолжался до тех пор, пока от эскадрильи оставалась одна ракета, которая и достигала космических скоростей.

Необходимо отметить, что Константин Эдуардович очень трезво оценивал свои работы, подчеркивая их теоретическое значение, но отмечая в то же время, что предстоит еще очень большая работа по реализации выдвинутых им идей.

Еще в 1903 г. в статье «Исследование мировых пространств реактивными приборами» он писал: «Эта моя работа далеко не рассматривает всех сторон дела и совсем не решает его с практической стороны — относительно осуществимости; но в далеком будущем уже виднеются сквозь туман перспективы, до такой степени обольстительные и важные, что о них едва ли теперь кто мечтает»[20].

А в 20-х годах он указывал: «Ценность моих работ состоит, главным образом, в вычислениях и вытекающих отсюда выводах. В техническом же отношении мною почти ничего не сделано. Тут необходим длинный ряд опытов, сооружений и выучки. Этот практический путь и даст нам техническое решение вопроса»[21].

В другой работе этого же периода Циолковский писал: «Думаю сыграть роль запевалы. Математики, более знающие и более сильные, докончат, может быть, решение поставленных мною задач. Знающие и опытные техники помогут им осуществить и самый космический корабль»[22].

Этим словам ученого было суждено очень скоро осуществиться. В 30-х годах идеи Циолковского о реактивном полете начали получать в СССР практическое разрешение. В 1931 г. в Москве и Ленинграде были созданы группы изучения реактивного движения (ГИРД), сыгравшие большую роль в развитии ракетной техники в нашей стране. В этих группах, в составе которых работали крупнейшие советские специалисты в области ракетной техники, а также в созданном в 1933 г. на их базе Реактивном

---

[20] К. Э. Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами. «Научное обозрение», 1903, № 5, стр. 49.

[21] К. Э. Циолковский. Труды о космической ракете (1903—1929). Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 60, л. 1.

[22] К. Э. Циолковский. Космический корабль. Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 46, л. 29.

научно-исследовательском институте (РНИИ) были заложены основы советского ракетостроения.

Циолковский внимательно следил за работой этих групп и Института, переписывался со многими учеными, работавшими в ГИРД и РНИИ, и поддерживал с ними непосредственную связь.

Почти сразу же после создания Реактивного научно-исследовательского института его руководители обратились к Циолковскому с письмом, в котором указывали, что с основанием Института создана база для колоссального развития на научно обоснованных началах выдвинутых Циолковским идей, и подчеркивали необходимость тесной связи с ним, как с человеком, давшим и разработавшим основы теории реактивного движения.

В ответ на это письмо Циолковский составил программу работ РНИИ, в которую им в определенной последовательности были включены те вопросы, которыми, по его мнению, следовало заняться в первую очередь. Вот пункты этой программы:

1. Выбор горючего и кислородного соединения.
2. Выбор материалов: а) для насосов, б) приводных труб, в) камеры сгорания, г) конической трубы, д) для баков, е) для основы.
3. Проверка опытом.
4. Стоячая машина для взрывания.
5. Определение отдачи.
6. Расход частей взрывчатого смешения.
7. Автомобили.
8. Сани.
9. Глиссеры.
10. Управление рулем направления.
11. Рули боковой устойчивости (велосипед).
12. Употребление руля высоты на двуколке (одна ось с двумя колесами).
13. Употребление всех рулей на одноколке.
14. Применение к планеру (ракетоплану).
15. Полеты и усовершенствование.
16. Полеты выше 5 км с замкнутой камерой.
17. То же, но без камеры, а в предохранительной одежде.
18. Естественное очищение воздуха камеры растениями. Выбор растений.

В дальнейшем связь Циолковского с РНИИ не ослабевала. В 1935 г. Технический совет Института принял решение об избрании Циолковского своим почетным членом. Было решено также назвать отношение веса топлива ракеты к ее остальному весу числом Циолковского. С особым удовлетворением принял коллектив научных сотрудников известие о согласии Циолковского регулярно сотрудничать в «Трудах РНИИ». Такая реакция

коллектива Института была вполне понятной. «Ведь большинство из тех, кто сейчас практически работают над ракетами,— писали Циолковскому руководители Института,— впервые познакомились с основами реактивного движения из Ваших замечательных книг, учились по ним, заражались Вашим энтузиазмом и верой в успех дела»[23].

При рассмотрении научного наследия Циолковского поражает широта его научных интересов. Достаточно перечислить хотя бы названия некоторых его работ, чтобы увидеть, насколько многогранна была его исследовательская деятельность, какие, на первый взгляд, далекие друг от друга проблемы привлекали его внимание.

Действительно, только за последние пятнадцать лет жизни им были написаны такие различные по тематике работы, как «Условия жизни во вселенной» и «Общечеловеческая азбука», «Механизм высших животных и их чувства» и «Освоение жарких пустынь», «Будущее Земли и человечества» и «Одноатомный водород», «Рельсовый автопоезд» и «Обратимость явлений», «Солнечная энергия и ее применение» и «Упругость твердых тел». Список этот можно было бы значительно расширить.

На первый взгляд кажется странным, как могли сочетаться в научной деятельности одного человека такие, казалось бы, ничего общего между собой не имеющие вопросы, как гипотеза о повторяемости звездных явлений и теория самозарождения, исследование технического прогресса Земли и рассмотрение подобия организмов и отклонений от него, разработка проблем транспорта и изучение невидимых частиц вещества.

Однако при внимательном изучении его исследований становится ясно, что все они были направлены на решение главной задачи, поставленной перед собой ученым,— на совершенствование человеческого рода, на обеспечение полной победы человека над силами природы, на освоение человеком всего космического пространства и создание новых условий человеческой жизни как высшей формы ее развития.

Циолковский был величайшим гуманистом, посвятившим всю свою жизнь служению человечеству, стремившимся облегчить жизнь людей, сделать ее богаче и интереснее. «Основной мотив моей жизни,— писал он, подытоживая свою деятельность,— сделать что-нибудь полезное для людей, не прожить даром жизнь, продвинуть человечество хоть немного вперед. Вот почему я интересовался тем, что не давало мне ни хлеба, ни силы. Но я надеюсь, что мои работы, может быть скоро, а может быть в отдаленном будущем, дадут обществу горы хлеба и бездну могущества»[24].

Циолковский безгранично верил в возможности человеческого разума и считал, что нет предела совершенствования жизни людей. «Если мы

[23] Из переписки К. Э. Циолковского с РНИИ. Архив АН СССР, ф. 555, оп. 3, д. 108, л. 14.

[24] К. Э. Циолковский. Первая модель чисто металлического аэроната из волнистого железа. Калуга, 1913, стр. 1.

Программа работы РНИИ, составленная К. Э. Циолковским

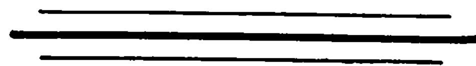
уже теперь имеем возможность немного верить в бесконечность человечества,— писал он, опровергая предсказания некоторых ученых о неизбежной гибели всего живого на Земле вследствие охлаждения и потухания Солнца,— то что будет через несколько тысяч лет, когда возрастут наши знания и разум.

Итак, нет конца жизни, конца разуму и совершенствованию человечества. Прогресс его вечен... Смело же идите вперед, великие и малые труженики земного рода, и знайте, что ни одна черта из ваших трудов не исчезнет бесследно, но принесет вам в бесконечности великий плод» [25].

До конца своих дней Циолковский оставался тем, кем он был всю жизнь, неутомимым исследователем, страстным борцом за научно-технический прогресс. К. Э. Циолковский скончался 19 сентября 1935 г. Незадолго до смерти он завещал свое научное наследство Коммунистической партии и Советскому правительству. Он писал: «Все свои труды по авиации, ракетоплаванию и межпланетным сообщениям передаю партии большевиков и Советской власти — подлинным руководителям прогресса человеческой культуры. Уверен, что они успешно завершат эти труды» [26].

Эти слова приобретают особое значение в дни, когда мы являемся свидетелями торжества советской науки, когда идеи Циолковского находят свое претворение в запуске искусственных спутников Земли и космических ракет, когда советские космонавты совершили первые космические рейсы вокруг Земли и когда начинают осуществляться пророческие слова Циолковского: «Человечество не останется вечно на Земле, но, в погоне а светом и пространством, сначала робко проникнет за пределы атмоферы, а затем завоюет себе все околосолнечное пространство» [27].

В. Н. Сокольский



[25] К. Э. Циолковский. Исследование мировых пространств реактивными приборами. «Вестник воздухоплавания», 1912, № 9, стр. 11.

[26] Письмо К. Э. Циолковского в ЦК ВКП(б). «Правда», 17 сентября 1935 г.

[27] Из письма К. Э. Циолковского Б. Н. Воробьеву от 12 августа 1911 г. (личный архив Б. Н. Воробьева).

А. А. Благонравов

К. Э. ЦИОЛКОВСКИЙ КАК УЧЕНЫЙ

Мы живем в эпоху бурного расцвета науки и техники, когда пытливый ум человека все полнее и глубже осваивает явления природы, шаг за шагом проникая в неизмеримую глубину и микромира, и вселенной. Все мощнее и совершеннее становятся средства покорения природы, средства использования законов природы и ее материальных ресурсов для нужд общества. В период развернутого строительства коммунистического общества советская наука, вдохновляемая и направляемая Коммунистической партией СССР, добивается все новых и новых успехов. На небывалую высоту поднялся в глазах всего мира ее престиж за последние годы, когда советскими учеными и инженерами были осуществлены поистине гигантские шаги в области исследования космического пространства, в той области, куда первый путь прокладывался трудами нашего великого соотечественника К. Э. Циолковского.

В трудах Циолковского можно увидеть зародыши всех, почти без исключения, научно-технических направлений, получивших развитие в нашей стране в целях освоения космоса. С исключительной точностью определил он последовательный путь развития техники для решения этой задачи. Поэтому вполне естественно, что при каждом новом достижении в этой области мы вспоминаем имя Циолковского, как ученого, предвидевшего в той или иной форме свершение этих событий.

Путь, пройденный на наших глазах авиацией для достижения все больших скоростей и высот благодаря применению и развитию реактивных двигателей, был предсказан и охарактеризован Циолковским. Им также был указан неизбежный переход от применения реактивных двигателей в авиации к применению их на ракетах или, как он писал, «реактивных приборах» для исследования сначала верхних слоев атмосферы, а затем и выхода за ее пределы.

Советские люди с гордостью называли имя Циолковского, когда 4 октября 1957 г. вышел на орбиту первый искусственный спутник Земли, спроектированный советскими учеными и инженерами, сделанный руками советских рабочих, поскольку это событие было уверенно предсказано им.

Имя Циолковского опять было у всех на устах, когда первая советская космическая ракета, пройдя вблизи поверхности Луны, удалилась в глубь солнечной системы, образовав в ней новую малую планету. Вторая советская космическая ракета доставила впервые изделия рук человека на Луну, а третья, передавшая фотографии скрытой от Земли части лунной поверхности, позволила сделать первый шаг в осуществлении мечты Циолковского — заглянуть в неведомые доселе другие миры.

Дальнейшее развитие событий: полеты советских кораблей-спутников с живыми существами на борту по орбите вокруг земного шара, старт с тяжелого спутника автоматической межпланетной станции по направлению к Венере — также отражало планы Циолковского по последовательному изучению космического пространства.

Достижения нашей страны в освоении космоса к настоящему времени завершились полетом 12 апреля 1961 г. первого в мире космонавта, советского летчика Ю. А. Гагарина на корабле-спутнике «Восток-1» по орбите вокруг Земли и 6 августа этого же года 25-часовым полетом советского летчика-космонавта Г. С. Титова на корабле-спутнике «Восток-2».

Можно только сожалеть о том, что Циолковский не дожил до этих событий, так ярко подтвердивших глубокую проницательность его научной мысли и буквально потрясших мир.

Научный авторитет Циолковского, признание его как ученого утвердились лишь после Великой Октябрьской социалистической революции, хотя основы своей научной деятельности он развил еще в мрачные годы дореволюционной России.

И не только косность царского правительства, раболепие перед западной наукой, скептическое отношение и пренебрежение ко всему самобытному, русскому не давали возможности Циолковскому развернуть во всю ширь свой талант, не обеспечивали ему необходимых условий для творческой работы. Огромные трудности создавались для него высокомерным отношением многих людей науки, не желавших признавать провинциального учителя-самоучку достойным своего внимания. В ту эпоху в ученом мире лишь немногие подлинно великие умы, как Д. И. Менделеев, Н. Е. Жуковский, И. М. Сеченов, А. Г. Столетов, сумели оценить творческие научные стремления Циолковского и увидеть в них талантливую мысль. Даже в советскую эпоху при жизни Циолковского, несмотря на официальное признание его научных заслуг, нередко можно было встретить людей, открыто выражавших свой скептицизм в отношении работ Циолковского, не считавших его «настоящим» ученым.

И только после его смерти, когда успехи советской науки и техники наглядно показали, насколько глубоко научными были труды Циолковского по своему содержанию, хотя и не всегда укладывались они в привычную для «высокой науки» форму, замолкли голоса скептиков и маловеров, и сейчас нельзя найти никого, кто бы не преклонялся перед его могучим талантом.

Уже с первых лет существования советской республики правительство и общественность сумели оценить талант Циолковского. Лишь с этого времени ученый, достигший уже преклонного возраста, получает широкое признание, а вместе с тем и обеспечение условий для научной деятельности. В 1919 г. он был избран членом Социалистической академии, а в 1921 г. постановлением Совета Народных Комиссаров ему была назначена персональная пенсия «Ввиду особых заслуг ученого-изобретателя, специалиста по авиации...»[1].

Таким образом, только на склоне лет — в 60-летнем возрасте — Циолковский смог полностью отдать себя научной деятельности. Лучшие же творческие годы его протекали в очень тяжелых материальных и моральных условиях. Пройденный им жизненный путь не может не вызвать глубокого уважения к его неутомимой энергии, настойчивому и целеустремленному труду, стойкости во всех жизненных невзгодах. Циолковский прожил трудную жизнь ученого-исследователя, основное содержание которой лучше всего определяется его собственными словами: «Вся жизнь состояла из работ — остальное было недоступно»[2]. Лишенный возможности получить нормальное школьное образование вследствие потери слуха в детстве из-за болезни, он нашел в себе достаточно силы и воли, чтобы в юношеском возрасте путем самообразования приобрести знания, представлявшиеся ему необходимыми. Живя в Москве на очень скудные средства, длительно питаясь одним черным хлебом, юноша Циолковский все свое время тратил на чтение книг, жадно впитывая интересовавшие его сведения о природе.

Уже в то время проявляется его характерная черта — ничего не принимать на веру, стараться до всего дойти самостоятельно. Впоследствии, вспоминая об этом периоде своей жизни, Циолковский писал: «Книг было тогда, вообще, мало, а у меня в особенности. Поэтому приходилось больше мыслить самостоятельно и часто идти по ложному пути. Нередко я изобретал и открывал давно известное... Зато я привык мыслить и относиться ко всему критически. Впрочем, самобытность, я думаю, была в моей природе»[3].

---

[1] Архив АН СССР, ф. 555, оп. 2, д. 60, л. 2.
[2] Там же, д. 4, л. 3.
[3] Там же, д. 3, л. 1—1 об.

Первой попыткой Циолковского «выйти в свет» — так или иначе опубликовать плоды своих трудов — является направление им в 1881 г. в С.-Петербург в Русское физико-химическое общество своей рукописи, посвященной разработке кинетической теории газов.

Эта работа интересна тем, что в ней Циолковский, не будучи знаком с трудами Клаузиуса, Больцмана, Ван-дер-Ваальса, шел своим, самостоятельным путем. Полученные им выводы не являлись новыми в науке, не были вполне точными, и физико-химическое общество не сочло нужной публикацию работы, но отметило большие способности и трудолюбие автора и желательность способствовать его дальнейшим исследованиям.

Благоприятный отзыв окрылил Циолковского. За его первой научной работой последовали вторая, третья, четвертая... Всего им за 55 лет было написано несколько сот научных исследований по самым разнообразным вопросам естествознания и техники.

Огромно по своей значимости и содержанию научное наследие Циолковского. Поэтому заслуженно признан он «классиком науки». В настоящем издании собран ряд его произведений, относящихся в основном к проблемам покорения воздуха и завоевания человечеством космического пространства. Эти работы наиболее ярко характеризуют главные стороны его научной деятельности.

Но достаточно просмотреть библиографию трудов Циолковского, чтобы оценить крайнее многообразие его научных интересов, разносторонность его научной мысли. Наряду с основными трудами по ракетодинамике и по проблеме покорения воздуха, среди трудов Циолковского мы встречаем разработку проблем геофизического и астрономического характера; он занимался и чисто физическими проблемами, в частности вопросами свойств вещества, энергии, строения атома. Некоторые его работы посвящены энергетике. Работал он также над проблемами геологии и геохимии, занимался биологическими проблемами, где его крайне интересовали вопросы зарождения жизни и распространенности жизни в мироздании. Известны его попытки заниматься философскими вопросами.

Однако это разнообразие направленности работ Циолковского отнюдь нельзя отождествлять с разбросанностью научной мысли. Почти все без исключения его труды объединены единой целью — заботой о благе человечества и единой идеей — расширения власти человека над природой, над Космосом — ради осуществления этой цели.

Характеризуя Циолковского как ученого, прежде всего следует сказать о нем его собственными словами: «Основной мотив моей жизни: сделать что-нибудь полезное для людей, не прожить даром жизнь, продвинуть человечество хоть немного вперед. Вот почему я интересовался тем, что не давало мне ни хлеба, ни силы. Но я надеюсь, что мои работы,

может быть скоро, а может быть и в отдаленном будущем, дадут обществу горы хлеба и бездну могущества»[4].

Только ту науку, которая направлена на цели служения обществу, считал Циолковский истинной наукой. Однако это не значило, что наука сводилась им к разрешению только текущих потребностей человеческого общества, хотя он и писал в 1923 г. в работе «Значение основных наук о веществе»: «...наука... имеет чрезвычайную, даже осязательную, так сказать, хлебную важность»[5], поднимая в той же статье проблемы далекой перспективы, как, например, изучение атомного строения, указывая, что изучение атомов приведет не только к преобразованию веществ, но и к использованию огромных природных ресурсов энергии. Именно с этой точки зрения — с точки зрения поднятия благосостояния общества — оценивал Циолковский сущность технического прогресса. Еще в 1915 г. в работе «Будущее Земли и человека» он писал: «...одновременно будут развиваться: человек, наука и техника. От того, другого и третьего преобразуется вид Земли. Начнем с технического прогресса. Прежде всего достигнут совершенства того, что уже сейчас производят. Увеличат, с помощью машин, в сотни раз производительность рабочего. Сделают труд его во всех отраслях совершенно безопасным, безвредным для здоровья, даже приятным и интересным. Сократится время поденной работы до 4—6 часов. Остальное отдадут свободному, необязательному труду, творчеству, развлечению, науке, мечтам...»[6].

Во многих произведениях Циолковского ярко выражена замечательная черта его как ученого — это его глубокая научная интуиция, способность к далеко идущему научному предвидению. Заглядывая вперед, он писал: «Умножатся и углубятся шахты и подарят нам много тепла, новых веществ и материалов с драгоценными свойствами... Открыты будут материалы всевозможных свойств. Материал режущий — тверже алмаза. Это для обработки твердых веществ: инструментальный сплав. Найдут материалы легкие и необыкновенно прочные, тугоплавкие, неокисляющиеся, или нейтральные, очень легкие газы разных свойств, ...вещества упругие, очень теплопроводные и, наоборот, радиоактивные в высшей степени, прозрачные и в то же время чрезвычайно прочные. Найдут средство получать необыкновенно высокую и необыкновенно низкую температуру и пользоваться этим для обработки сырых продуктов и других целей»[7].

Когда это писалось, то для многого из перечисленного еще не было создано реальных предпосылок. А сейчас мы видим полную реализацию

---

[4] К. Э. Циолковский. Первая модель чисто металлического аэроната из волнистого железа. Калуга, 1913, стр. 1.

[5] Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 325, л. 7.

[6] Там же, д. 325, л. 1—2.

[7] Там же, л. 3—4.

большинства из этих предсказаний Циолковского, не говоря уже о тех успехах, какие были за последие годы сделаны в области исследования космического пространства, и об осуществлении первых полетов человека по орбите вокруг земного шара.

Таким образом, многие мысли Циолковского, представлявшиеся в свое время большинству беспочвенной, хотя и яркой, увлекательной фантазией, на самом деле имели глубокие научные основы. Циолковский действительно был наделен блестящей фантазией, которая проявлялась и в его научных работах, и в научно-фантастических повестях, но, как правило, его фантазия не была оторвана от научных предпосылок. Это была та научная фантазия, о которой великий Ленин на XI съезде партии говорил: «Напрасно думают, что она нужна только поэту. Это глупый предрассудок! Даже в математике она нужна, даже открытие дифференциального и интегрального исчислений невозможно было бы без фантазии. Фантазия есть качество величайшей ценности...»[8]. Именно это ценное качество побудило Циолковского заниматься вопросами, которые большинству его современников казались нереальными и далекими от технического воплощения.

С юношеских лет мысли Циолковского были направлены на решение проблемы овладения космическим пространством. Об этом свидетельствуют его воспоминания, записи и рисунки в его юношеских работах, относящихся к 1878—1879 гг., и, наконец, написанная им в 1883 г. работа «Свободное пространство». В этой рукописи впервые, еще в очень общей форме, были выражены мысли об условиях, создающихся в пространстве при отсутствии силы тяжести, о принципах реактивного движения, о возможности управления движением в космическом пространстве, о способах стабилизации тела, движущегося в абсолютной пустоте.

Знаменательна заключительная фраза этого труда, в которой прямо говорится, что овладение космическим пространством — задача достижимая и не слишком далекая для человечества.

Циолковский отчетливо сознавал, что путь для решения этой задачи предстоит сложный. Ему было ясно, что для выхода за пределы земной атмосферы сначала необходимо решить задачу овладения самой атмосферой, и его мысль обращается к проблеме полета в воздухе. Он разрабатывает проект дирижабля, много сил расходует, чтобы осуществить этот проект, но вместе с тем его не покидает мысль и о летательных аппаратах тяжелее воздуха. Как известно, проектируемый Циолковским дирижабль имел существенно новые конструктивные особенности: он должен был быть металлическим, переменного объема. Циолковский много внимания уделял форме управляемого аэростата с целью обеспечения минимально возможного аэродинамического сопротивления.

---

[8] В. И. Ленин. Сочинения, т. 33, изд. 4, стр. 284.

В процессе разработки проекта дирижабля он впервые пришел к мысли о возможности автопилотирования полета, и им было изобретено автоматическое устройство для регулирования положения продольной оси дирижабля. Первоначально это устройство было основано на перекачивании воды по длинной трубе, проложенной вдоль аэростата, причем эта перекачка осуществлялась автоматически включаемыми насосами, работавшими от электрогенератора, приводимого в движение мотором дирижабля. При отклонении оси дирижабля от заданного направления происходило замыкание одного или другого ртутного контакта, чем приводились в действие насосы.

Позднее, когда Циолковский вплотную занялся разработкой летательных аппаратов тяжелее воздуха, он вновь вернулся к мысли об автопилотировании и пришел к заключению, что эту задачу целесообразно осуществить с помощью гироскопического устройства. Таким образом, Циолковскому принадлежит приоритет в создании автопилотов, использующих гироскопический принцип, применяемых в авиации и в настоящее время.

Убежденный в рентабельности и целесообразности использования воздушного транспорта для перевозки тяжелых грузов с помощью управляемых аэростатов, Циолковский настойчиво добивался осуществления своего проекта цельнометаллического дирижабля.

В этом деле ему оказывал содействие Д. И. Менделеев. Ознакомившись с рукописью Циолковского и первой, сделанной им моделью, Менделеев представил работу Циолковского в воздухоплавательный отдел Русского технического общества. Однако здесь предложение Циолковского не встретило поддержки, так как эксперты Общества считали непреодолимым сопротивление воздуха и не верили в возможность управляемого движения аэростата.

Необходимость опровергнуть возражения оппонентов заставляет Циолковского углубиться в изучение законов сопротивления воздуха движению тел. Сначала с помощью примитивного прибора он экспериментально исследует влияние сопротивления воздуха на движение плоских пластинок и приходит к выводу о значении «продолговатости» пластин, т. е. соотношения между длиной и шириной пластинки.

Поистине изумительно талантлива для своего времени работа Циолковского «Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина», опубликованная в 1894 г. в журнале «Наука и жизнь». В ней были предусмотрены почти все элементы конструкции самолета, осуществленные впоследствии целым рядом авиационных конструкторов, разрабатывавших и совершенствовавших самолеты. Здесь мы находим и четкую постановку вопроса о применении двигателей внутреннего сгорания в авиации, и предложение обтекаемой формы фюзеляжа и крыльев, и применение спаренных винтов противоположного направления вращения,

колесное шасси, устройство рулей поворота и высоты и упомянутый выше гироскопический автопилот.

Справедливо также считать Циолковского основоположником экспериментальной аэродинамики. Начав исследование сопротивления воздуха с помощью простейшего прибора, он убедился в необходимости более точной постановки опытов. Собственными руками он строит экспериментальную аэродинамическую аппаратуру, которая проходит ряд стадий развития. Сначала это аэродинамическая установка с двумя трубами, направляемыми по ветру, в одной из которых помещена плоская пластинка, а в другой — связанная с пластинкой испытуемая модель. Путем подбора пластинок он получил возможность сравнения сопротивления испытываемых моделей. С помощью этой установки он убедился в изменении коэффициента сопротивления в зависимости от скорости движения обтекающего потока. Следующим этапом было создание «воздуходувки», т. е. установки, в которой применялся искусственно получаемый поток воздуха для обдувания исследуемых моделей. Эта установка явилась прообразом современных аэродинамических труб, сыгравших важную роль в развитии авиации. Установив различное влияние на испытуемые модели турбулентного и ламинарного потоков, он, в целях уничтожения завихрений в потоке воздуха, вводит в свою установку спрямляющую решетку.

Сознавая, однако, несовершенство самодельной, кустарно сооруженной аппаратуры, не позволявшей получить необходимую точность исследований, и не имея возможности создать более совершенную по недостатку денежных средств, Циолковский обратился в С.-Петербургскую Академию наук с просьбой о предоставлении средств для сооружения такой установки. Ученый мечтал о создании настоящей аэродинамической лаборатории, оснащение которой он достаточно отчетливо представлял себе на основании своих предшествующих исследований, но, не имея достаточной материальной поддержки, не смог реализовать эту мечту.

Наиболее значимыми во всем научном наследстве Циолковского являются его работы, посвященные решению проблемы овладения космическим пространством. Именно в этой области наиболее ярко проявился талант ученого, его своеобразное и самобытное дарование.

Известным импульсом для направления его углубленных исследований в области ракетодинамики послужила брошюра А. П. Федорова «Новый способ воздухоплавания, исключающий воздух как опорную среду» (1896), в которой был изложен проект реактивного летательного аппарата тяжелее воздуха. Но эта работа показалась Циолковскому неясной, так как в ней не было дано никаких расчетов, и, верный своему обычному правилу, ученый принялся за самостоятельные вычисления, которые вскоре привели его к замечательным результатам.

В 1903 г. в журнале «Научное обозрение» появляется его труд «Исследование мировых пространств реактивными приборами». Указав на огра-

ниченность высоты подъема аэростатов и показав конкретным расчетом неприемлемость применения артиллерийского орудия и снаряда для полета на больших высотах из-за огромных перегрузок и чрезвычайной длины пушки, Циолковский приходит к заключению, что единственно возможным способом достижения больших высот является полет ракеты. Он дает здесь схематическое устройство ракеты с двигателем, использующим двухкомпонентное топливо.

Уже на этом этапе работ по реактивной технике Циолковский намечает ряд конструктивных элементов ракеты, которые нашли применение в современной ракетной технике. Мы встречаем в этой работе мысли об автоматическом управлении полетом ракеты с помощью гироскопического устройства, о возможности использования солнечных лучей для ориентации ракеты.

Заканчивая эту работу, Циолковский указывает на необходимость дальнейшего продолжения исследований по целому ряду вопросов, связанных с исследованием космоса. В соответствии с этим на протяжении ряда последующих лет он публикует под тем же названием непрерывно развиваемые и дополняемые исследования.

Ракетодинамические исследования Циолковский начал с решения задачи о движении ракеты без учета тяготения и сопротивления атмосферы. Эта задача была названа первой задачей Циолковского. Полученные при ее решении выводы легли в основу всего дальнейшего развития ракетодинамики.

Исходя из закона сохранения количества движения для замкнутой системы, учитывая изменение массы ракеты по мере расходования топлива и считая постоянной относительную скорость истечения продуктов горения, Циолковский выводит для наибольшей скорости ракеты формулу.

$$V = V_1 \ln\left(1 + \frac{M_2}{M_1}\right),$$

где

V — скорость ракеты, V_1 — скорость отброса продуктов горения, M_1 — масса ракеты без топлива, M_2 — полная масса запасов топлива.

В настоящее время отношение $\frac{M_2}{M_1} = Z$ называют числом Циолковского.

Исследуя полученные зависимости, Циолковский пришел к ряду выводов в отношении основных положений проектирования ракет. Он установил, что наибольшее значение имеет достижение высокой скорости истечения продуктов горения. Он еще не мог с достаточной точностью определить реальные абсолютные цифры скорости истечения, но, разбирая случай применения в качестве топлива жидкого водорода с окислите-

лем — жидким кислородом, вычислил, что максимальная скорость истечения при условии наиболее полного использования внутренней энергии топлива равняется 5700 м/сек. Это дало возможность определить, что при возрастании числа Z достижима скорость, необходимая для запуска искусственных спутников Земли, а затем и для полета в пределах солнечной системы.

При этом он установил, что чем выше требуемая скорость, тем в большей степени должно возрастать относительное весовое количество топлива.

Решив задачу о движении ракеты в безвоздушном пространстве и при отсутствии тяжести, Циолковский обращается к анализу движения в поле тяготения. В частности, его интересует вопрос о наиболее выгодном направлении полета ракеты по отношению к силовым линиям поля тяготения. Затем он рассматривает также вопросы сопротивления атмосферы.

Углубляясь в практические вопросы исследования космического пространства с помощью ракет, Циолковский рассмотрел условия полета человека на ракете. Им были высказаны правильные соображения о влиянии перегрузок и невесомости на организм человека, о принципах регенерации воздуха в герметической кабине, об использовании фотосинтеза растений для возобновления запасов питания и кислорода.

Подробно исследуется Циолковским вопрос о запуске и движении искусственных спутников Земли, изучается проблема маневра, т. е. изменения орбиты спутника, спуска с орбиты, иными словами те вопросы, практическое решение которых мы наблюдаем в наши дни.

Заметим, что уже в 1911 г. Циолковский говорил о возможном применении для ракетных двигателей атомной энергии. На эту мысль его навело явление распада радия. Он считал, что, «может быть, с помощью электричества можно будет со временем придавать громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам»[9], смутно предвидя начатые в наше время работы по созданию плазменных и ионных двигателей.

В дореволюционное время труды Циолковского не привлекли к себе широкого внимания. Между тем, проблема реактивного движения становилась жизненной. Ею начали заниматься и за рубежом. В своей брошюре 1914 г.[10] Циолковский полемизирует с французским ученым Эсно-Пельтри, незадолго до этого опубликовавшим свой труд о космической ракете, во многом повторявший ранее высказанные идеи Циолковского.

Приоритет Циолковского в области ракетодинамики долгое время не признавался за рубежом, где приписывали его то Р. Эсно-Пельтри, то Р. Годдарду, то Г. Оберту.

---

[9] «Вестник воздухоплавания», 1912, № 9, стр. 8.

[10] «Исследование мировых пространств... (дополнение)», стр. 209—219 настоящего тома.

Получив после Великой Октябрьской социалистической революции гораздо более широкую возможность для развития научной деятельности, Циолковский углубляет свои исследования о путях завоевания космического пространства.

«Исследование мировых пространств реактивными приборами» вновь выходит в свет в 1926 г. в виде отдельной книги, обобщающей все предыдущие исследования Циолковского, значительно дополненные и уточненные. Здесь Циолковский ставит уже вопрос о возможности использования «внешней» энергии, т. е. передаче энергии на ракету с Земли во время ее полета, или использования ракетой в полете энергии Солнца. Много внимания уделяется исследованиям наивыгоднейшего маршрута полета при подъеме ракеты с Земли, условиям старта ракеты, ее конструктивным элементам. Книга заканчивается наброском последовательного плана развития исследований космоса и его завоевания. Нельзя не отметить, что многие элементы этого плана претворены теперь в жизнь. Опубликованная в 1927 г. работа «Космическая ракета. Опытная подготовка» содержит расчетные материалы по конструкции ракеты и программу опытных исследований по ее созданию.

Научные труды Циолковского начинают получать все более широкие отклики за рубежом. Г. Оберт в Германии вынужден признать, что работы Циолковского во многом определили его собственные мысли. В одном из немецких авиационных журналов публикуется статья инженера Ладемана, пытавшегося критиковать идею Циолковского о применении газовых рулей как средства управления ракетой. Однако практика в дальнейшем полностью опровергла эту критику, и газовые рули Циолковского нашли применение в современных конструкциях ракет.

Разрабатывая планы создания космической ракеты, Циолковский не мог не видеть, что в первую очередь предстоит огромной трудности задача отработки сердца ракеты — ее двигателя. Он приходит к мысли, что создание реактивного двигателя первоначально должно пройти стадию развития как двигателя для самолетов.

Исходя из этого, Циолковский вновь обращается к проблеме развития авиации, и в его работах конца 20-х — начала 30-х годов мы находим указания о том, что по мере достижения больших высот и скоростей авиация должна осуществить переход к реактивным двигателям. В 1930 г. в брошюре «Реактивный аэроплан» он уже дает подробные расчеты достижения скоростей полета на различных высотах, расход горючего при применении реактивного двигателя и приходит к выводу об экономичности реактивного самолета на больших высотах.

Выдающееся значение имеет изданная в 1929 г. работа Циолковского «Космические ракетные поезда», в которой доказана необходимость построения многоступенчатой ракеты для реального достижения космических скоростей. Как известно, эта идея Циолковского получила замечательное развитие в современной ракетной технике.

Своеобразен был творческий стиль этого выдающегося ученого и мыслителя. Нельзя не вспомнить и не повторить красочной характеристики, которую дал людям, подобным Циолковскому, академик А. Е. Ферсман на собрании, посвященном пятой годовщине со дня смерти ученого: «...всюду в истории научной мысли были, есть и будут борцы за новое. Они интуитивно схватывают из тысячи нитей окружающей их природы, жизни, науки какие-то связующие звенья. Они не могут часто обосновать свои выводы, в которых они тем не менее убеждены и в которые верят, смелой фантазией они перескакивают через длинные периоды рассуждений, поднимая и подсказывая конечные выводы без промежуточных вычислений. Они суммируют прошлое и настоящее и делают смелый скачок в будущее... Их не может признать официальная наука, так как часто в порыве увлечения они идут иногда слишком далеко или даже становятся на неверные пути.... И тем не менее эти борцы за новое ведут мир во всей истории человечества, прокладывают пути новой творческой мысли» [11]. Единственной поправкой к этой характеристике в отношении Циолковского является то, что он, хотя и с запозданием, но был признан официальной наукой — такова была сила его новаторского творчества.

В своих работах Циолковский уделял основное внимание тем направлениям, которые для него представлялись принципиально новыми в науке. И когда в его трудах можно найти мысли и выводы, не являющиеся по существу новыми, то самобытный подход к ним свидетельствует о творческих исканиях автора, не всегда в силу жизненных обстоятельств имевшего возможность ознакомиться с существующей по данному вопросу литературой. Силы для смелого полета своей мысли в будущее Циолковский черпал в глубокой вере в безграничное развитие науки, в беспредельное осуществление власти человека над природой, в неограниченные способности человеческого разума, преобразующего природу соответственно потребностям общества. Эта вера во всемогущество человеческого разума, в беспредельность технического прогресса приводила его иногда к наивным высказываниям, что прогресс сам по себе, без классовой борьбы приведет к преобразованию общества, к отмиранию капиталистического строя.

Но пути развития науки и техники Циолковский оценивал исключительно правильно. Необходимым условием развития научных исследований он считал обязательное единение теории с практикой: «...теория не может принять в свои формулы и умозаключения всех действующих на практике агентов и потому требует непосредственного подтверждения в делах новых и сложных» [12], — писал он еще в 1893 г. в статье «Возможен ли металлический аэростат?» Поэтому он высоко ценил эксперимент и, где только мог, применял его в своих исследованиях.

---

[11] Архив АН СССР, ф. 555, оп. 2, д. 101, л. 3—4.
[12] «Наука и жизнь», 1893, № 51—52, стр. 807.

Характерным для Циолковского было стремление при изучении любой проблемы к комплексному охвату изучаемых вопросов. Например, исследуя вопрос покорения воздуха, он рассматривает не только техническую, но и экономическую сторону этой проблемы. Во всех своих «Исследованиях мировых пространств» он отнюдь не удовлетворяется, как мы видели, только техническими расчетами, но стремится так же глубоко изучить условия жизнедеятельности человека в полете, уделяет внимание изменению в этих условиях физиологических функций организма, создает центробежные установки, чтобы исследовать влияние перегрузок на живой организм.

Стремление лично охватить, освоить разнообразные стороны проблемы вызывало подчас нарекания на Циолковского, как на человека, старающегося все изучить лично самому, не прибегая к посторонней помощи, пренебрегая авторитетом других ученых, и потому все начинающего «с азов». В этом отношении правильную характеристику Циолковского дает В. А. Брюханов, обрисовывая его как врага «...цитатничества и ложного академизма, что, конечно, не имеет ничего общего с приписываемым ему пренебрежением к трудам других ученых»[13].

Старательно изучив произведения Циолковского и архивные материалы, Брюханов убедительно показывает, что Циолковскому всегда было свойственно полное признание и понимание преемственности в ходе развития науки, и объясняет встречающиеся иногда у него случаи исследования уже известных науке вопросов тем, что он по условиям своей жизни в дореволюционный период не мог ознакомиться с соответствующими трудами.

Упорно и настойчиво отстаивал свои взгляды Циолковский, когда был убежден в их справедливости. Но эта настойчивость ничего общего не имела с нетерпимостью к критике. Наоборот, он понимал, что отсутствие научной критики ведет к застою в науке: «...если не будем свободно высказывать новые мысли, то и наука не будет идти вперед»,— пишет он в своем труде «Обратимость явлений вообще»[14].

Циолковскому, как истинно большому ученому, свойственно было в основном диалектико-материалистическое мировоззрение, которое, может быть иногда стихийно, проявлялось в наиболее глубоких его мыслях по существенным научным вопросам, которыми он занимался. Несмотря на то, что на разных этапах творческой деятельности Циолковского можно встретить проявление сбивчивых философских высказываний, отдельных идеалистических взглядов, даже с уклоном в мистицизм, материалистические взгляды ясно выступают всякий раз, когда мысль ученого углубляется в существенные проблемы естествознания. Так, в его работах, посвященных проблеме зарождения жизни на Земле, сразу же

[13] В. А. Брюханов. Мировоззрение К. Э. Циолковского и его научно-техническое творчество. М., 1959, стр. 67.

[14] Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 362, л. 7.

отметаются попытки идеалистического решения этой проблемы, всякое участие особых «жизненных сил» в процессе зарождения организмов. И если в первых работах ученого еще встречаются мистические рассуждения о первопричине всего существующего, объяснимые влиянием на него окружающей среды, то впоследствии он решительно отметает какую-либо совместимость религиозного мистицизма с наукой.

Материалистическая концепция проявляется у Циолковского в его взглядах на безграничность человеческого познания, на неизбежность развития жизни не только на нашей планете, но и в глубинах космоса, где, как он думал, специфические условия развития могут приводить и к особым формам жизни, отличным от земных. Своим, самобытным путем он близко подходит к диалектической концепции об эволюции материи в процессе борьбы противоречивых свойств, или, как он говорил, «взаимно противоположных процессов разрушения и созидания».

Чтобы закончить характеристику Циолковского как ученого, необходимо упомянуть о его глубоком патриотизме. Несмотря на то, что главной целью науки он считал общечеловеческое благо, он всегда проявлял крайне ревнивое отношение к приоритету отечественной науки, с негодованием обрушиваясь на безрассудное преклонение перед всем иностранным, культивировавшееся в царской России. С гордостью пишет он: «Я русский и думаю, что читать меня прежде всего будут русские. Надо, чтобы писания мои были понятны большинству. Я этого желаю. Поэтому я стараюсь избегать иностранных слов: особенно латинских и греческих, столь чуждых русскому уху»[15].

О глубине патриотических чувств Циолковского свидетельствуют его знаменитые слова о будущих полетах в космос: «В одном я твердо уверен — первенство будет принадлежать Советскому Союзу. Капиталистические страны также работают над этими вопросами, но капиталистические порядки мешают всему новому. Только в Советском Союзе мы имеем мощную авиационную промышленность, богатство научных учреждений, общественное внимание к вопросам воздухоплавания и необычайную любовь всех трудящихся к своей родине, обеспечивающую успех наших начинаний»[16]. И теперь мы видим, что именно в нашей стране, неуклонно идущей вперед по пути культурного и технического прогресса, в первую очередь были использованы и успешно завершены труды ученого.

---

[15] Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 347, л. 5.

[16] Газета «Коммуна» (Калуга), 18 августа 1935 г., № 184, стр. 3.

АННОТИРОВАННАЯ БИБЛИОГРАФИЯ ПРОИЗВЕДЕНИЙ К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПРИ ЕГО ЖИЗНИ

(Составил Б. Н. Воробьев)

1891

1. **Давление жидкости на равномерно движущуюся в ней плоскость.** Труды отделения физических наук Общества любителей естествознания, т. IV, вып. 2. М., 1891, стр. 13—17.

Первая печатная работа Циолковского. В ней теоретически определяется давление на плоскость потока несжимаемой жидкости. Выводится формула давления среды на движущиеся в ней наклонный квадрат и наклонный прямоугольник.

2. **Как предохранить хрупкие и нежные вещи от толчков и ударов.** Труды отделения физических наук Общества любителей естествознания, т. IV, вып.2. М., 1891, стр. 17—18.

Рассматривается вопрос как устранить вредное действие ускорения силы тяжести на хрупкие и нежные предметы. Для достижения этого автор предлагает помещать эти предметы в сосуд с жидкостью соответствующей плотности.

3. **Давление жидкости на равномерно движущуюся в ней плоскость.** М., 1891, 18 стр., 2 рис.

Отд. оттиск статьи того же названия (см. № 1) с новой пагинацией. В конце этой брошюры (стр. 15—18) помещена статья «Как предохранить хрупкие и нежные вещи от толчков и ударов» (см. № 2).

1892

4. **Аэростат металлический, управляемый.** М., изд. С. Е. Черткова, 1892, 83 стр., 16 рис.

Первое печатное произведение Циолковского о дирижаблях. Написано в развитие его первого публичного доклада в 1887 г. в Москве. Оболочка предлагаемого им здесь металлического аэростата имеет изменяемую форму и изготовляется из тонкого листового гофрированного металла (жесть или латунь). Приводятся также соображения об эксплуатации дирижаблей и их роли в транспорте.

1893

5. **Аэростат металлический, управляемый.** Вып. 2. С таблицей чертежей и примечаниями к вып. 1. Калуга, 1893, 112 стр., 14 рис.

Книга представляет продолжение предшествующей работы под тем же заглавием (см. № 4). Она содержит 12 глав, поясняющих принципы устройства металлического дирижабля и его функционирование во время полета, а также преимущества его перед дирижаблями других систем.

6. **Возможен ли металлический аэростат?** «Наука и жизнь», М., 1893, № 51-52, стр. 806—809, 2 рис.

Излагаются положения книги «Аэростат металлический, управляемый» и, кроме того, даются рисунки и детальное описание строившейся в то время Циолковским модели, поясняющей устройство его дирижабля и работу отдельных частей.

7. **Тяготение как главнейший источник мировой энергии.** «Наука и жизнь», 1893, № 44—46.

Это — сообщение Циолковского общему собранию нижегородского кружка любителей физики и астрономии, сделанное от его имени И. И. Шепроком 27 апреля 1893 г. В работе рассматриваются явления сжатия небесных тел в силу закона тяготения, говорится о теории Лапласа и выводятся законы выделения тепла светилами.

8. **Тяготение как источник мировой энергии.** М., 1893, 22 стр. Отд. оттиск указанной выше статьи (см. № 7).

9. **На Луне. Фантастическая повесть.** М., изд. Сытина, 1893, 48 стр., 4 рис.

Автор описывает приключения юноши, путешествующего во сне по Луне вместе со своим товарищем. Рисуются картины поверхности Луны и описываются различные явления, наблюдавшиеся путниками.

1894

10. **Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина.** «Наука и жизнь», М., 1894, № 43—46, 6 рис.

Это произведение Циолковского является первым в мировой литературе, в котором при рассмотрении конструкции аэроплана основу составлял аэродинамический расчет. Благодаря этому автор имел основание и возможность высказать такую смелую идею, как свободнонесущее крыло толстого профиля, и предложить конструкцию несущего крыла из цельнотянутых стальных труб, тянущие пропеллеры с соосным вращением и закрытый обтекаемый фюзеляж аэроплана. Им же здесь впервые в мире был предложен и описан автопилот с электрогироскопом для воздушных судов. Лишь через десятилетия самолеты стали снабжаться автопилотами и принимать очертания, предложенные Циолковским в данной работе.

1895

11. **Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина.** М., 1895, 46 стр., 7 рис.

Стереотипное издание работы, указанной в № 10.

12. **Грезы о Земле и небе и эффекты всемирного тяготения.** М., изд. А. Н. Гончарова, 1895, 143 стр., без рис.

Научно-фантастическое произведение, включающее следующие главы: Наружное строение Вселенной. Всемирное притяжение. Описание разных явлений, происходящих без участия тяжести. Ненавистник тяжести. Возможно ли на Земле получить среду с иной тяжестью, отличной от земной? Мысли чудака о вреде воздуха и о возможности жить в пустоте; мечты его об особой породе разумных существ, живущих без атмосферы. В поясе астероидов. Энергия лучей Солнца. Тяготение как причина скоростей небесных тел и их лучеиспускания.

В этом произведении Циолковский впервые применяет термин «искусственный спутник Земли», а также указывает данные, необходимые для отрыва спутника от Земли: первая космическая скорость — 8 км/сек.

1896

13. **Может ли когда-нибудь Земля заявить жителям других планет о существовании на ней разумных существ.** Газ. «Калужский вестник», 26 ноября 1896, № 68.

В статье доказывается, что при посредстве отраженного солнечного света можно передать на другие планеты любые фигуры, чертежи, рисунки и числа.

14. **Железный управляемый аэростат на 200 человек, длиною с большой морской пароход.** Калуга, 1896, 4 стр. размера газетного листа среднего формата, 9 рис. на отдельном листе.

Статья содержит описание дирижабля Циолковского на русском и французском языках. Далее идут описание опытов и перечисление формул, послуживших основанием для расчета, и, наконец, выводы и заключения. Издание предназначалось автором для ознакомления заграничных научных и технических кругов с дирижаблем его системы.

15. **[Письмо в редакцию].** «Технический сборник и вестник промышленности», 1896, № 2, стр. 73.

Об ошибках, допущенных М. М. Поморцевым в его книге «Привязной, свободный и управляемый аэростат» (СПб., 1895), которые привели его к совершенно неправильному выводу о невозможности создания управляемых аэростатов.

16. **Авиационная модель Ланглея.** «Разведчик», 1896, № 316, стр. 977.

1897

17. **По поводу последних опытов Ланглея с его авиационной моделью в одной из бухт р. Потомак (в С. Америке).** Газ. «Калужский вестник», 3 января 1897 г., № 2.

Статья содержит критику опытов Ланглея.

18. **Продолжительность лучеиспускания Солнца. Давление внутри звезд (Солнца) и сжатие их в связи с упругостью материи.** «Научное обозрение», СПб., 1897, № 7, стр. 46—61.

Изложение доклада Циолковского в «Нижегородском кружке любителей физики и астрономии», прочитанного 11 марта 1896 г. на собрании кружка.

19. **Продолжительность лучеиспускания Солнца. Давление внутри звезд (Солнца) и сжатие их в связи с упругостью материи.** СПб., 1897, 16 стр. Отд. оттиск указанной выше статьи (см. № 18).

20. **Самостоятельное горизонтальное движение управляемого аэростата.** (Новые формулы сопротивления воздуха и движения аэростата). «Вестник опытной физики и элементарной математики», Одесса, 1897, № 258—259, 3 рис.

Первая часть статьи представляет дальнейшее развитие работы Циолковского в области управляемых аэростатов — «Аэростат металлический, управляемый», с учетом трения воздуха (которым он раньше пренебрегал) на основе проделанного им ряда упрощенных опытов по сопротивлению воздуха. Описанию опытов посвящена вторая часть статьи. В этой работе Циолковский впервые сообщает в печати о сооружении им «лопастной воздуходувки» для производства опытов по сопротивлению воздуха.

1898

21. **Самостоятельное горизонтальное движение управляемого аэростата.** (Новые формулы сопротивления воздуха и движения аэростата). Одесса, 1898, 22 стр., 3 рис.

Отд. оттиск статьи того же заглавия (см. № 20).

22. Простое учение о воздушном корабле и его построении. «Общедоступный техник», 1898, № 9—12, 19 рис. на отд. листе.

Эта статья представляет собой изложенное в популярной форме описание воздушного корабля системы Циолковского.

23. Давление воздуха на поверхности, введенные в искусственный воздушный поток. «Вестник опытной физики и элементарной математики», Одесса, 1898, № 269, 270; 1899, № 271, 272.

В этой статье Циолковский публикует первые результаты работ по исследованию сопротивления воздуха и опытов, произведенных над моделями разной формы в изобретенной и построенной им в 1896—1897 гг. лопастной воздуходувке.

1899

24. Простое учение о воздушном корабле и его построении. М., 1899, 102 стр., 19 рис. на отдельном листе.

Отд. оттиск статьи того же заглавия (см. № 22).

25. Давление воздуха на поверхности, введенные в искусственный воздушный поток. Одесса, 1899, 32 стр., 7 рис.

Отд. оттиск статьи того же заглавия (см. № 23).

26. [Письмо в редакцию]. «Научное обозрение», 1899, № 10, стр 1972—1973.

В письме Циолковский сообщает, что он раньше американского астронома Си вывел аналитически закон о том, что «температура газообразной звезды или сгущающейся туманности обратно пропорциональна радиусу той массы, которая подвержена сжатию».

1900

27. Вопросы воздухоплавания. (По поводу трудов по воздухоплаванию VII отдела Русского технического общества за период 1895—1900 гг.). «Научное обозрение», 1900, № 10, стр. 1689—1706.

Критическое рассмотрение докладов, зачитанных на заседаниях VII воздухоплавательного отдела Русского технического общества (единственной в то время в России общественной организации, специально занимавшейся этим вопросом), и печатных трудов членов этой организации. Статья отражала борьбу, которую Циолковскому приходилось вести за идеи дирижаблестроения.

28. Успехи воздухоплавания в XIX веке. Сборник «Девятнадцатый век», СПб., 1900, стр. 295—304.

Критический обзор развития воздухоплавания, в котором Циолковским проводится мысль, что дирижабли осуществимее и эффективнее аэропланов.

29. Успехи воздухоплавания в XIX веке. «Научное обозрение», 1900, № 12.

Отд. оттиск вышеуказанной статьи (см. № 28), помещенный в «Научном обозрении» в виде приложения.

1901

30. Вопросы воздухоплавания (по поводу трудов по воздухоплаванию VII отдела Русского технического общества за период 1895—1900 гг.). Калуга, 1901, 18 стр.

Отд. оттиск статьи того же заглавия (см. № 27).

31. Успехи воздухоплавания в XIX веке. СПб., 1901, 10 стр.

Отд. оттиск статьи, указанной в № 28 и 29, с новой пагинацией.

32. [Рецензия Циолковского на книгу д-ра К. Данилевского «Управляемый летательный снаряд». Харьков, 1900]. «Научное обозрение», 1901, № 5, стр. 219—223.

Не выдвигая возражений против летательного аппарата д-ра Данилевского в целом, представлявшего собой малый дирижабль, приводимый в движение мускульной

силой человека посредством машущих крыльев, Циолковский указывает на недостаточность разработки теоретической стороны вопроса.

33. **[Рецензия Циолковского на книгу Д. Чумакова «Основы к решению задачи воздухоплавания». Астрахань, 1901].** «Научное обозрение», 1901, № 9, стр. 244—247.

Циолковский доказывает несостоятельность доводов и неправильность выводов автора о бесперспективности развития управляемых аэростатов.

1902

34. **[Письмо Циолковского в редакцию журнала «Научное обозрение» по поводу полета аэронавта Сантос-Дюмона вокруг Эйфелевой башни в Париже].** «Научное обозрение», 1902, № 2, стр. 257—258.

Циолковский указывает, что полет Сантос-Дюмона представляет собой значительный шаг вперед в деле развития управляемого воздухоплавания.

35. **Сопротивление воздуха и воздухоплавание.** «Научное обозрение», 1902, № 5, стр. 139—160.

Статья представляет основные выводы из опытов по сопротивлению воздуха, которые Циолковский в 1900 г. организовал на полученные от Академии наук деньги (470 руб.), построив для этого воздуходувку несколько увеличенных размеров. Эта статья является кратким извлечением из отчета Академии наук, представленного Циолковским в 1901 г.— это все, что ему удалось напечатать из рукописи в 272 страницы со множеством рисунков и графиков.

1903

36. **Сопротивление воздуха и воздухоплавание.** Калуга, 1903, 22 стр.

Отд. оттиск статьи того же названия (см. № 35).

37. **Исследование мировых пространств реактивными приборами.** «Научное обозрение», СПб., 1903, № 5, стр. 45—75.

Первая в мире научная работа, посвященная теоретическому обоснованию возможности осуществления межпланетных сообщений с помощью реактивного летательного аппарата—«ракеты», определяющая научный приоритет Циолковского в этой области. Наиболее ранняя из зарубежных работ по данному вопросу появилась во Франции в 1913 г.— автор — Р. Эсно-Пельтри. Циолковскому удалось напечатать лишь первую часть своей работы, так как журнал был навсегда закрыт жандармскими властями.

1904

38. **Простое учение о воздушном корабле и его построении.** Калуга, 1904, 105 стр., 19 рис.

Второе издание работы, указанной в № 24, с добавлением предисловия автора, в котором Циолковским впервые были приведены некоторые автобиографические сведения и обзор отдельных его трудов.

1905

39. **Металлический воздушный корабль.** «Знание и искусство», 1905, № 8, стр. 58—60, 12 рис.

Статья представляет краткое изложение содержания вышедшей в 1904 г. вторым изданием книги «Простое учение о воздушном корабле и его построении» (см. № 38).

40. **[Письмо в редакцию].** «Воздухоплаватель», 1905, № 2, стр. 56—57.

В этом письме Циолковский возражает Е. С. Федорову по поводу его заметки в газете «Новое время», в которой Циолковский необоснованно обвинялся в увлечении идеей вечного двигателя.

1905—1908

41. **Аэростат и аэроплан.** «Воздухоплаватель», 1905, № 1, 3, 7 и 10; 1906, № 4, 5, и 11; 1907, № 3, 4 и 8; 1908, № 5 и 8.

В 1905 г. Циолковский начал писать большую работу «Аэростат и аэроплан». Первая ее часть является развитием его сочинения «Аэростат металлический, управляемый» (1892—1893), вторая же должна была трактовать вопросы теории и конструкции аэроплана. Написание и печатание в журнале «Воздухоплаватель» первой части этой работы продолжалось со второй половины 1905 до конца 1908 г.

1905 г.: в № 1 — гл. I. Условия равновесия поднятия и опускания аэростата; в № 3 — гл. II. Изменение объема аэростата, гл. III. Из какого материала делать аэростат, гл. IV. Некоторые условия, которым должен удовлетворять управляемый аэростат; в № 7 — гл. V. Краткое описание газового воздушного корабля, гл. VI. Форма управляемого аэростата; в № 10 — гл. VII. Металлическая волнистая поверхность аэростата. Растяжение и сгибание ее.

1906 г.: в № 4 и 5 — гл. VIII. Форма главного продольного сечения оболочки и его свойства. Поверхность оболочки и объем ее. Момент веса оболочки и момент подъемной силы газа (предполагается поверхность вращения); в № 11 — гл. IX. Давление газа на площадь поперечного сечения аэростата. Центр этого давления, гл. X. Обозрение главных сил, действующих на оболочку аэростата и их взаимные отношения.

1907 г.: в № 3-4 и 8 — гл. XI. Уклонение в деталях металлического воздушного корабля; в № 12 — гл. XII. Расчеты некоторых деталей параболического аэростата. Вес их.

1908 г.: в № 5 — гл. XIII. Уравнения размеров оболочки аэростата в высоту; в № 8 — гл. XIV. Сопротивление воздуха.

Труд «Аэростат и аэроплан» был неокончен, очевидно, вследствие того, что Циолковский потерял надежду увидеть его напечатанным. Объем опубликованного в «Воздухоплавателе» материала составил 224 стр., 68 рис. Глава, посвященная подогреванию газа в оболочке дирижабля, была напечатана лишь в 1938 г. в шестом Сборнике научно-технических работ по дирижаблестроению и воздухоплаванию, стр. 4—18, 2 рис. Главы «Самостоятельное движение аэростата» и «Верфь воздушного корабля» вообще не были опубликованы.

1910

42. **Воздухоплавание. Металлический мешок, изменяющий свой объем и форму в применении к управляемому аэростату и другим целям.** «Всемирное техническое обозрение», 1910, № 3, стр. 57—60, 35 рис.

В статье описывается устройство оболочки не из гофрированных, а из гладких листов металла, соединяемых особым способом — матерчатыми лентами. От этой конструкции Циолковский в дальнейшем отказался, вернувшись снова к оболочке из гофрированного листового металла, описанной им еще в 1892 г. в книге «Аэростат металлический, управляемый» (см. № 4).

43. **Воздухоплавание. Металлический мешок, изменяющий свой объем и форму в применении к управляемому аэростату и другим целям.** [Б. м], 1910, 12 стр., 35 рис.

Отд. оттиск статьи того же заглавия (см. № 42).

44. **Металлический аэростат, его выгоды и преимущества.** Калуга, изд. автора, 1910, 3 листа с текстом на русском языке и переводом его на французский и немецкий языки.

Упоминаемый в тексте иллюстративный материал — 6 фотоснимков **и 3 листа чертежей** сконструированного Циолковским **дирижабля** с гладкой оболочкой **и соединительными** матерчатыми лентами — хранится в архиве АН СССР в Москве.

45. **Металлический аэростат, его выгоды и преимущества.** «Воздухоплаватель», 1910, № 11, стр. 845—849, 6 рис.

Перепечатка русского текста статьи, названной выше (см. № 44).

46. **Металлический аэростат.** «Аэро и автомобильная жизнь», 1910, № 24, стр. 16—17, 3 рис. Перепечатка текста статьи, указанной в № 45.

47. **Реактивный прибор, как средство полета в пустоте и атмосфере.** «Воздухоплаватель», 1910, № 2, стр. 110—113.

Описывается реактивный летательный аппарат—ракета.

1911—1912

48. **Защита аэроната.** Калуга, изд. автора, 1911, 8 стр.

В этом сочинении Циолковский перечисляет свои труды по сопротивлению воздуха дирижаблю (аэронату), аэроплану, ракете и частично излагает их историю. На обложке — перечень полученных им патентов в Германии, Франции, Италии, Англии и Бельгии на его дирижабль с гладкими боковинами и прокладками из матерчатых лент.

49. **Исследование мировых пространств реактивными приборами.** «Вестник воздухоплавания», 1911, № 19—22; 1912, № 2, 3, 5, 6, 7 и 9.

Статья заключает продолжение расчетов, начатых автором в 1903 г. (см. № 37), описание воображаемой картины полета ракеты в мировом пространстве, перспективу будущего развития реактивных летательных аппаратов.

50. **Устройство летательного аппарата насекомых и птиц и способы их полета.** «Техника воздухоплавания», 1912, № 3, стр. 138—147, 5 рис.

Статья является несколько дополненным извлечением из большой рукописной работы Циолковского «К вопросу о летании посредством крыльев», написанной в 1891 г.

51. **Устройство летательного аппарата насекомых и птиц и способы их полета.** СПб., 1912, 12 стр., 5 рис.

Отд. оттиск статьи того же названия (см. № 50).

1913

52. **Первая модель чисто металлического аэроната из волнистого железа.** Калуга, изд. автора, 1913, 16 стр., 7 рис.

В статье говорится о модели дирижабля Циолковского с оболочкой из гофрированного листового металла. На такой конструкции он с этого года и остановился окончательно, отказавшись от модели с боковинами из гладкого листового металла с соединениями из матерчатых лент, патентованной в ряде стран.

1914

53. **Исследование мировых пространств реактивными приборами (дополнение к I и II части труда того же названия).** Калуга, изд. автора, 1914, 16 стр., 1 рис.

Статья заключает краткую историю работы (см. № 37 и 49) и дополнения к ней. На обложке и в тексте приводится схема ракеты с узлообразным расположением трубы для отходящих газов.

54. **Простейший проект чисто металлического аэроната из волнистого железа.** Калуга, изд. автора, 1914, 10 стр., 17 рис.

Брошюра содержит описание конструкции дирижабля, которой с 1912 г. стал придерживаться Циолковский (см. № 52).

55. Второе начало термодинамики. Калуга, 1914, 24 стр.

Развернутая критика абсолютности постулата Клаузиуса, приводящего к неизбежности тепловой смерти вселенной.

56. Нирвана. Калуга, изд. автора, 1914, 16 стр., 16 рис.

57. Без тяжести. Научно-фантастический рассказ. «Природа и люди», 1914, № 36, стр. 577—579.

Перепечатка с некоторыми сокращениями и небольшими изменениями произведения Циолковского «Грезы о Земле и небе...», изданного в 1895 г. (см. № 12).

1915

58. Построение металлической оболочки дирижабля и наполнение ее газом на слегка наклонной платформе. Калуга, 1915, 9 стр., 9 рис.

59. 1. Дополнительные технические данные к построению металлической оболочки дирижабля без дорогой верфи. 2. Отзыв Леденцовского общества о моем дирижабле. Калуга, 1915, 10 стр., 26 рис.

Дается разъяснение на разбор проекта цельнометаллического дирижабля конструкции Циолковского экспертной комиссией Общества содействия успехам опытных наук и их практических применений им. Х. С. Леденцова.

60. Таблица дирижаблей из волнистого металла. Калуга, 1915, 22 стр., 16 рис.

Приводится таблица главнейших размеров и других цифровых данных дирижаблей Циолковского. Таблица сопровождается детальными пояснениями.

61. Образование Земли и солнечных систем. Калуга, изд. автора, 1915, 16 стр., 17 рис. на обложке.

1916

62. Горе и гений. Калуга, изд. автора, 1916, 9 стр.

Излагается план общественного устройства.

63. Второе начало термодинамики. «Известия Калужского общества изучения природы местного края», кн. 2. Калуга, 1916, стр. 1—24 (см. № 55). Работа была напечатана в 1916 г., а вышла в свет в 1918 г.

1918

64. Вне Земли. Фантастическая повесть. «Природа и люди», 1918, № 2—11.

Это произведение явилось первой напечатанной при Советской власти работой Циолковского. Описывая фантастическое путешествие в межпланетном пространстве на реактивном летательном аппарате, автор пытается изобразить картину вселенной, которая открывается путешественникам. Рассматривается устройство самой ракеты. Была напечатана только половина повести, так как журнал перестал выходить в свет.

65. Воздушный транспорт. Калуга, 1918, 16 стр., 34 рис. на обложке.

Сочинение посвящено пропаганде дирижабельного транспорта. Автор сравнивает его с остальными видами транспорта и делает предложение основать в Калуге «Общество металлического дирижабля». На обложке схематически изображен чертеж его дирижабля 1916 г.

66. Гондола металлического дирижабля и органы его управления. Калуга, изд. автора, 1918, 24 стр., 26 рис. на обложке.

В работе описана не только гондола дирижабля, но и все его устройство. Дана таблица размеров дирижаблей. Приведена схема ракеты.

1919

67. Кинетическая теория света. «Известия Калужского общества изучения природы местного края», кн. 3. Калуга, 1919, стр. 41—80.

В статье эфир трактуется как материальная среда, рассматриваются его свойства.

68. Кинетическая теория света. Калуга, 1919, 36 стр.

Отд. оттиск статьи того же названия (см. № 67).

1920

69. Богатства вселенной. (Главы из сочинения «Мысли о лучшем общественном устройстве»). Изд. Кооператива учащихся г. Калуги, 1920, 25 стр.

Содержание: Богатство космоса и солнечной системы. Краткое перечисление богатств Земли. Поверхность Земли. Вещество Земли. Энергия вращения Земли. Внутренняя теплота Земли. Непосредственная энергия лучей Солнца на Земле. Действие лучей Солнца на почву, воздух и воду. Накопление энергии солнечных лучей с помощью растений. Прошедшая энергия солнечных лучей, накопленная веками. Таблицы солнечной энергии и пояснения к ним.

70. Вне Земли. (Повесть). Калуга, изд. Калужского общества изучения природы и местного края, 1920, 118 стр.

1922

71. Зарождение жизни на Земле. «В мастерской природы», 1922, № 1, стр. 13—17.

Рассматривается вопрос о возможности переноса жизни на Землю с других планет.

1923

72. [Письмо в редакцию журнала «В мастерской природы»], напечатанное в № 7 этого журнала за 1923 г., стр. 62—63.

В № 5 за 1923 г. указанного журнала была помещена статья проф. Берлинского университета А. Маркузе «Новый солнечный двигатель», в которой описывалась установка для «непосредственного технического использования солнечной энергии», запатентованная автором. Касаясь этого изобретения, Циолковский писал в редакцию журнала: «Конечно, проф. Маркузе совершенно самостоятельно сделал свое изобретение, а все же приоритет его остался бы за Россией, если бы в ней своевременно издавались мои работы».

1924

73. История моего дирижабля. М., 1924, 15 стр.

Статья содержит, главным образом, разбор отзыва о дирижабле Циолковского экспертной комиссии Общества содействия успехам опытных наук и их практических применений им. Х. С. Леденцова в 1914 г., составленного, по мнению автора, проф. Н. Е. Жуковским. Приведены также и возражения на мнения В. П. Ветчинкина, Н. В. Фомина и проф. Велиховского. Резюме напечатано на французском языке. Приведен перечень трудов К. Э. Циолковского — 49 наименований.

74. Ракета в космическое пространство. Изд. 2. Калуга, 1924, 32 стр., 1 рис.

Перепечатка работы К. Э. Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами» 1903 г. (см. № 37) с незначительными изменениями и добавлениями. Работе предшествует предисловие А. Чижевского на немецком языке и статья К. Э. Циолковского «Судьба мыслителей или двадцать лет под спудом». Поводом к этой статье послужила заметка в «Известиях» № 223 от 2 октября 1923 г. под рубрикой

«Новости науки и техники», в которой сообщалось о выходе книги немецкого ученого Г. Оберта «Ракета к планетам».

75. Четыре способа носиться над сушей и водой. «Воздухоплавание», 1924, № 6—7, стр. 10—11.

76. Тяжесть и жизнь. Старое и новое о тяготении. «В мастерской природы», 1924, № 1, стр. 21—29.

1925

77. Монизм вселенной. (Конспект. Март 1925 г.). Калуга, 1925, 32 стр.

78. Биология великанов и карликов. «В мастерской природы», 1925, № 2, стр. 19—24.

Статья представляет собой извлечение из рукописи автора «Механика в биологии» (1921).

79. Причина космоса. (Конспект. Август 1925 г.). Калуга, 1925, 33 стр.

80. Образование солнечных систем (извлечение из большой рукописи 1924—1925 гг. Ноябрь 1925 года) и споры о причине космоса. Калуга, 1925, 33 стр.

81. Циолковский о дирижабле своей конструкции. «Однодневная газета Воздухоплавания», 1 мая 1925 г. (выпущена редакцией журнала «Воздухоплавание»).

82. Порядок практических работ при постройке металлического дирижабля. «Воздухоплавание», 1925, № 4—5, стр. 83—85, 4 рис.

Излагается план и программа работ по сооружению в Калуге под наблюдением автора моделей дирижаблей все увеличивающихся размеров.

83. Дирижабль из волнистой стали. «Техника и жизнь», 1925, № 23, стр. 8—9, 22 рис.

84. [Письмо в редакцию]. «Связь», 1925, № 18, стр. 14, приложен портрет автора.

Письмо написано Циолковским по случаю помещения в том же номере журнала статьи проф. А. Л. Чижевского «Связь с планетами». Циолковский пишет, что только в последнее время, менее месяца назад, проблема распределения в трубе прибора взрывающихся газов, их плотности, давления, температуры и скорости движения в различных участках трубы была им разрешена в окончательном виде.

1926

85. История моего дирижабля. «Огонек», 1926, № 14, стр. 13, 1 рис. и портрет автора.

Краткое изложение истории проекта дирижабля Циолковского с 1890 г.

86. Исследование мировых пространств реактивными приборами (переиздание работ 1903 и 1911 гг. с некоторыми изменениями и дополнениями). Калуга, 1926, 127 стр., 3 рис.

87. Мой проект дирижабля из волнистого металла. «Однодневная газета Дирижабль», 22 января 1926 г.

Циолковский сообщает о дальнейшем движении дела с постройкой моделей его дирижабля после диспута о нем при участии автора в аудитории Политехнического музея в Москве 3 мая 1926 г.

1927

88. Сопротивление воздуха и скорый поезд. Калуга, 1927, 72 стр., 3 рис.

В работе даны формулы сопротивления воздуха телам удобообтекаемой формы; указано, что коэффициент сопротивления зависит не только от формы тела и скорости, но и его абсолютных размеров. Рассмотрев зависимость скорости поезда от его формы, автор далее излагает свою идею сверхскорого поезда, который движется не на колесах, а следует по специальному корытообразному ложу, отделяясь от него прослойкой сжа-

того воздуха. Здесь Циолковский высказывает идею создания транспорта на воздушной подушке, которая начала получать свое практическое осуществление только в последние годы.

89. **Общечеловеческая азбука, правописание и язык.** Калуга, изд. автора, 1927, 11 стр.

Описание предлагаемой Циолковским системы алфавита, единого для всех народов.

90. **Космическая ракета. Опытная подготовка.** Калуга, 1927, 24 стр., 1 рис.

Описание устройства и схемы работы лабораторной установки для всестороннего испытания реактивного летательного аппарата на стенде. «Предполагается при этом выработать подходящую конструкцию, также управление взрывом, направлением прибора, его устойчивостью и проч.» (стр. 1). Последние страницы (22—24) содержат возражение германскому инженеру Ладеману на его статью о работах Циолковского по реактивным аппаратам, помещенную в журнале «ZFM» от 28 апреля 1927 г.

91. **Изданные труды К. Э. Циолковского.** Калуга, 1927, 24 стр.

В этой брошюре Циолковский пишет о своих трудах в третьем лице. В ней содержатся составленные им аннотации его печатных работ с 1891 г. по 1927 г. включительно.

1928

92. **Отклики литературные.** Калуга, 1928, 40 стр., 16 рис. на отдельном листе.

В брошюре помещены многочисленные отзывы о работах Циолковского, опубликованные в газетах и журналах, а также присланные отдельными лицами.

93. **Дополнение к образованию солнечных систем.** Калуга, 1928, 17 стр. Дополняя здесь свою работу «Образование солнечных систем...» (см. № 80), Циолковский касается главным образом приливного действия Луны на нашу планету и их взаимного притяжения.

94. **Будущее Земли и человечества.** Калуга, изд. автора, 1928, 28 стр.

95. **Прошедшее Земли.** Калуга, изд. автора, 1928, 21 стр.

«Цель этой вполне оригинальной работы,— говорит автор на стр. 1,— осмыслить прошлое Земли и развитие ее органического мира».

96. **Воля вселенной. Неизвестные разумные силы.** Калуга, изд. автора, 1928, 23 стр.

97. **Любовь к самому себе или истинное себялюбие.** Калуга, изд. автора, 1928, 39 стр.

Вывод работы: «Надо... стремиться к усовершенствованию людей, так как и самые лучшие из них далеки от идеала: неразумны, недолголетни, болезненны, подвержены страданиям и т. д.».

98. **Ум и страсти.** Калуга, изд. автора, 1928, 27 стр.

Страницы 21—27 брошюры занимают выборки из переписки Циолковского с А. Шершевским и Р. Ладеманом (Германия), работавшими в области реактивных летательных аппаратов.

99. **Общественная организация человечества.** Калуга, изд. автора, 1928, 32 стр.

В этой статье Циолковский развивает отсталые в общественном и научном отношении идеи, конспективно изложенные в его брошюре 1916 г. «Горе и гений» (см. № 62), которые он в разных произведениях, написанных в советское время, называет «революционными» и даже «коммунистическими».

На стр. 27—32 опубликованы выдержки из газетных статей («Правда», «Комсомольская правда», «Беднота», «Рабочая газета», «Труд») по случаю 70-летнего юбилея автора.

100. **Моя пишущая машина. Двигатели прогресса. Новое о моем дирижабле и последние о нем отзывы. Мелочи.** Калуга, изд. автора, 1928, 27 стр., 5 рис.

Первая из статей посвящена принципам построения универсальной пишущей машины, изобретенной автором, и предлагаемой им системы алфавита. Последнее было

уже им дано в брошюре «Общечеловеческая азбука, правописание и язык», 1927 (см. № 89).

Вторая статья посвящена «двигателям прогресса». По определению автора, «это — люди, ведущие все человечество и все живое к счастью, радости и познанию». Но, когда он начинает расшифровывать свои определения, с очень многими из них ни в коем случае невозможно согласиться.

Третья статья — «Новое о моем дирижабле...» — содержит предложение устройства в дирижаблях системы автора легкой матерчатой перегородки для возможности перегонки в нем газа из одного отделения в другое. Здесь же он предлагает особого вида штамп для гофрирования листового металла для оболочки своего дирижабля.

Далее следуют на 5 страницах. отзывы разных лиц о дирижабле Циолковского.

В рубрике «Мелочи» Циолковский указывает, что не следует смешивать его понятие «атом» с монадой Лейбница, и поясняет это различие.

101. Дирижабль из волнистой стали. Калуга, изд. автора, 1928, 17 стр., 35 рис.

Брошюра представляет собой сжатое воспроизведение основных исходных положений конструкции цельнометаллического дирижабля автора, иллюстрированное многократно (с 1914 г.) воспроизводящимися рисунками. Дана таблица главных размеров этих дирижаблей до объема 350 000 куб. м.

1929

102. На Луне. Фантастическая повесть. Предисловие Я. И. Перельмана. М.— Л., Госиздат, 1929, 75 стр., 8 рис.

Перепечатка научно-фантастического произведения К. Э. Циолковского, изданного в 1893 г. (см. № 9).

103. Космические ракетные поезда. (С биографией К. Э. Циолковского С. В. Бессонова). Реактивный двигатель. Калуга, изд. коллектива Секции научных работников, 1929, 38 стр., портрет автора на вкладном листе.

Автор предлагает для достижения космических скоростей «соединение нескольких одинаковых реактивных приборов, двигающихся сначала по дороге, потом в воздухе, потом в пустоте, вне атмосферы, наконец, где-нибудь между планетами или солнцами» (стр. 9). Идея Циолковского о применении многоступенчатых ракет получила успешное развитие в современной ракетной технике.

104. Растение будущего. Животное космоса. Самозарождение. Калуга, изд. автора, 1929, 32 стр.

Брошюра представляет собой сборник из трех статей, относящихся к натурфилософии. В предисловии к первой из них он писал: «Моя цель — в малом и доступном объеме дать много. Горю стремлением внушить всем людям разумные и бодрящие мысли. Притом я тружусь самостоятельно и ново, только основы научны, стары и известны. Множество имен, мнений и дат мешает главному — усвоению истины».

105. Современное состояние Земли. Калуга, изд. автора, 1929, 36 стр.

Содержание: Предисловие. Форма Земли. Поперечник Земли. Поверхность Земли. Объем Земли. Плотность и масса Земли. Тяжесть на Земле. Температура Земли. Физическое состояние главной массы Земли. Общий химический состав Земли. Железо. Алюминий и кремний. Кремнезем и известь. Углекислые металлы. Углерод. Кислород. Азот. Вода. Океаны. Атмосфера. Энергия, которой пользуется человек. Температура земной поверхности. Состояние растений. Состояние животных.

106. Цели звездоплавания. Калуга, 1929, 40 стр.

По мнению автора, «Землю, как и всякое небесное тело, ожидает взрыв от накопления внутри ее упругой материи», и человечество, ввиду этого рода опасности, должно завладеть «пространством солнечной системы!» (стр. 39).

Циолковский останавливается главным образом на описании самой картины будущего звездоплавания и поведения человека в межпланетном пространстве.

107. Новый аэроплан. За атмосферой Земли. Реактивный двигатель. Калуга, 1929, 38 стр., 4 рис.

В первой статье (24 стр.) речь идет об аэроплане новой конструкции, своего рода «летающем крыле», которое составляет группу веретенообразных полых тел, как бы фюзеляжей самолета. В переднем конце каждого из них расположена однопропеллерная винтомоторная группа. На приводимом чертеже крыло состоит из 10 таких тел. Работа посвящена приблизительным расчетам этого аэроплана. Статья «Реактивный двигатель» (3 стр.) — перепечатка статьи того же названия из брошюры «Космические ракетные поезда», выпущенной в том же году (см. № 103).

1930

108. Стальной дирижабль. «Авиация и химия», 1930, № 4, стр. 11—12, 10 рис.

Сжатый популярный очерк устройства цельнометаллического дирижабля автора, которому предпослана редакцией статья инж. Б. Н. Воробьева «О цельнометаллическом дирижабле Циолковского» (стр. 10—11, 1 рис.).

109. Дирижабль — основа воздушного транспорта. «Рабочее изобретательство», 1930, № 5, стр. 19—20, 5 рис. и портрет автора.

Пропагандируются гигантские дирижабли как основной вид воздушного транспорта, который свяжет самые отдаленные уголки СССР между собой и центром страны.

110. Давление на плоскость при ее нормальном движении в воздухе. Калуга, 1930, 49 стр.

Проблемы аэродинамики занимали Циолковского до самого конца его жизни. Имеется более поздняя рукопись (1934 г.) на ту же тему. Стр. 31—49 — «Приветствия, пожелания, критика, вопросы и отзывы».

111. Проект металлического дирижабля на 40 человек. Калуга, 1930, 91 стр., 22 рис. (отдельно).

Схематическое описание и весьма приблизительный расчет общих размеров цельнометаллического дирижабля с изменяющимся объемом. «Я даю тут далеко несовершенный и неполный проект дирижабля в 20 м высоты и 120 м длины на 40 человек, объемом не более 23 576 куб. м. Исполнять этот проект еще преждевременно. Надо проделать ряд предварительных работ в духе приложенной при этом особой статьи. После их исполнения и проект усовершенствуется, сообразно полученным результатам» (стр. 20). Главные исходные данные к проекту взяты из сочинения автора «Аэростат и аэроплан», 1905—1908, на которое он и ссылается. На стр. 85—91 помещены «отклики» на работы Циолковского.

112. Звездоплавателям. Калуга, 1930, 32 стр.

Приводится ряд соображений автора об использовании для будущих межпланетных кораблей энергии давления солнечного света и реактивного принципа. На стр. 14—32 приведены отзывы о трудах Циолковского.

113. Научная этика. Калуга, 1930, 68 стр.

Произведение посвящено натурфилософии автора и его взглядам на жизнь в космосе; стр. 49—64 — отдельные выдержки из писем Циолковскому, касающиеся его работ.

114. Всемирному следопыту. (Письмо в редакцию). «Всемирный следопыт», 1930, № 10—11, стр. 797.

В этом письме Циолковский желает журналу всемерно возбуждать в широчайших массах, особенно молодежи, стремление к познанию мира и к перестройке Земли на новых, социалистических началах.

115. Реактивный аэроплан. (Взято из большой рукописи). Калуга, 1930, 24 стр.

Автор доказывает возможность построения чистореактивного самолета при условии применения наиболее высокого калорийного горючего («особенно выгоден водо-

род»), которое даст возможность получения в высших слоях атмосферы высоких скоростей, недоступных для самолетов с пропеллерами.

116. На місяці. Фантастична повість. Передмова Я. І. Перельмана. Харків, 1930, 48 стр., 7 рис.

1931

117. От самолета к звездолету. «Искры науки», 1931, № 2, стр. 55—57.

Краткий исторический очерк развития идей реактивных летательных аппаратов. Во второй части автор описывает принцип устройства своего полуреактивного аэроплана.

118. Сжиматель газов и его расчет. Калуга, 1931, 36 стр.

Работа посвящена расчету компрессора, предлагаемого автором. Дается его описание.

119. Вводная статья К. Э. Циолковского к главе третьей «Ракеты К. Э. Циолковского и проект полета на них» в кн.: Н. А. Рынин. К. Э. Циолковский, его жизнь, работы и ракеты. Л., 1931, стр. 32—34.

Статья была написана Циолковским по просьбе автора книги.

120. Газовые воздушные корабли или аэронаты. «Вестник инженеров и техников», 1931, № 5, стр. 191—193, 11 рис.

Описание устройства цельнометаллического дирижабля Циолковского с изменяющимся объемом и сравнение его с дирижаблями других систем.

121. Атлас дирижабля из волнистой стали. Калуга, изд. автора, 1931, 24 стр., 54 рис.

В брошюре перепечатаны без изменения таблица и текст к ней из печатавшихся ранее брошюр—«Гондола металлического дирижабля...», 1918 г. (см. наш № 66), и «Дирижабль из волнистой стали», 1928 г. (см. наш № 101).

122. Дирижабли. Калуга, 1931, 32 стр.

123. Монизм вселенной. Калуга, 1931, 84 стр.

124. Как увеличить энергию взрывных (тепловых) двигателей. Калуга, 1931, 16 стр.

Автор имеет «в виду облегчить вес двигателей, или увеличить их энергию» (стр. 1). Он приходит к выводу, что цилиндры надо делать возможно меньших размеров и применять сильное предварительное сжатие воздуха компрессором. Предусматривается охлаждение цилиндров компрессора.

125. Каким должен быть дирижабль. «Рабочее изобретательство», 1931, № 1, стр. 18—20, 8 рис.

126. Газы для дирижаблей. Гелий или водород. «Рабочее изобретательство», 1931, № 17, стр. 6.

Разбираются сравнительные качества водорода и гелия для наполнения дирижаблей.

127. Металлический дирижабль с изменяющимся объемом. «Наука и техника», 1931, № 61—62, стр. 6—8, 17 рис.

Изложение принципов устройства цельнометаллического дирижабля с изменяющимся объемом.

1932

128. Стратоплан полуреактивный. Калуга, 1932, 32 стр., 4 рис. (Последнее собственное издание автора).

Дается описание и приблизительный расчет некоторых деталей своеобразного самолета, который «движется силою воздушного винта и отдачей продуктов горения» (стр. 2). Приводится расчет сжимателя газов и пропеллера особого устройства.

129. Полуреактивный стратоплан. «Хочу все знать» (Жургазобъединение), 1932, № 29, стр. 6—7, 4 рис. и портрет автора.

Статья является извлечением из работы, указанной в № 128.

130. Реактивное движение и его успехи. «Самолет», 1932, № 6, стр. 17.

Краткий критический обзор достижений ракетной техники за границей и соображения о дальнейшем усовершенствовании реактивных двигателей.

131. Мой дирижабль и стратоплан. Газ. «Красная звезда», 18 октября 1932 г., № 242.

В первой части статьи Циолковский останавливается на преимуществах своего дирижабля, во второй — говорит о принципах устройства своего стратоплана. В газете помещен портрет автора в связи с его семидесятипятилетием.

132. Черты из автобиографии. Статья в научно-юбилейном сборнике «Константин Эдуардович Циолковский (1857—1932). Научно-юбилейный сборник, посвященный 75-летию со дня рождения К. Э. Циолковского и 40-летию со дня появления его первых печатных трудов по дирижаблестроению». М.— Л., 1932, стр. 7—10.

133. Звездоплавание (Юбилейная лекция). В сб. «Константин Эдуардович Циолковский (1857—1932)» (см. № 132), стр. 36—42.

Говорится о достижении огромных скоростей реактивными летательными аппаратами и пригодности их для межпланетных путешествий. Отмечены трудности на пути сооружения таких аппаратов. Рисуется картина будущей жизни человечества в межпланетном пространстве.

134. Перечень научных трудов К. Э. Циолковского (составленный самим автором). В сб. «Константин Эдуардович Циолковский (1857—1932)» (см. № 132).

Перечислено 80 печатных и 63 рукописных работы Циолковского.

135. Полет в стратосферу. Газ. «Техника», 18 сентября 1932 г., № 87. В статье даны 4 рис.

136. Значение величины дирижабля. «Вестник инженеров и техников», 1932, № 3, стр. 117—119.

Разрабатывается последовательно увеличение линейных размеров дирижабля, площадей его поверхностей и сечений с увеличением его объема и, следовательно, подъемной силы.

137. Некоторые пояснения к особенностям конструкции цельнометаллического дирижабля с изменяющимся объемом. «Вестник инженеров и техников», 1932, № 4, стр. 175—176.

138. Батарейная воздуходувка для домн. «Вестник инженеров и техников», 1932, № 10, стр. 439—440, 2 рис. Помещены портрет Циолковского и приветствие от редакции по случаю его 75-летнего юбилея.

В этой статье Циолковский предлагает новую схему многоступенчатой турбовоздуходувки с осевыми колесами типа лопастного пропеллера, являющейся развитием предлагавшихся уже в других его трудах типов воздуходувок и сжимателей для реактивных аэропланов. Редакция в своем примечании высказывает пожелания о постройке опытной модели такой воздуходувки.

139. Плотность разных слоев атмосферы. «Самолет», 1932, № 8—9, стр. 36—37.

140. Соняшна енергія і її застосування. «Знання», Харків, 1932, № 23—24, стр. 8—9, 3 рис.

В статье излагается предлагаемый автором метод использования солнечной энергии с помощью системы параболических зеркал, в фокусе которых помещается паровой котел.

141. Теория реактивного движения. «В бой за технику», 1932, № 15—16, стр. 19—21, 3 рис.

142. Новый тип дирижабля. «В бой за технику», 1932, № 17—18, стр. 21—23, 16 рис.

143. Преимущества металлического дирижабля. Газ. «Коммуна» (Калуга), 22 октября 1932 г., № 245.

Статья представляет выдержку из труда «Первая модель чисто металлического аэроната» (см. № 52).

144. Полет в стратосферу. «Гражданская авиация», 1932, № 19, стр. 20—22, 4 рис. и портрет автора.

145. Звездолет. «Знание — сила», 1932, № 23—24, стр. 15, 1 рис.

Весь номер журнала посвящен популяризации идей реактивного движения и содержит ряд соответственно подобранных статей.

1933

146. Солнце и завоевание пустынь. «Вестник знания» (Ленинград), 1933, № 5—6, стр. 182—188, 6 рис. и портрет автора.

Описание гелиостанции системы автора.

147. Вода в сухих и безоблачных пустынях. «Социалистическая реконструкция и наука», 1933, вып. 8, стр. 82—87, 1 рис.

В примечании автор указывает, что статья является извлечением из его работы (рукописи) «Механика в биологии» (1918 г.). В статье излагается устройство «снаряда» для получения воды из воздуха в жарких пустынях, дается схема этого устройства.

148. Газы для дирижаблей. «Гражданская авиация», 1933, № 5, стр. 4—5.

Разбираются различные газы и газовые смеси для наполнения дирижаблей.

149. На Луне. (Примечание и послесловие Я. И. Перельмана). М.— Л., Госавиаавтоиздат, 1933, 40 стр., 6 рис. (см. № 9 и 102).

150. Тяжесть исчезла. Фантастический очерк. М.— Л., Госмашметиздат, 1933, 119 стр., 21 рис.

Переиздание с некоторыми сокращениями вышедшей в 1895 г. книги Циолковского «Грезы о Земле и небе...» (см. № 12).

151 и 152. **Программа работ по стальному дирижаблю. Модели цельнометаллического дирижабля.** Две статьи в журнале «Технический бюллетень Дирижаблестроя», 1933, № 4, стр. 42—45.

Первая из статей содержит краткую программу работ по малому опытному дирижаблю конструкции автора. Вторая — соображения об электросварочных машинах для построения цельнометаллических дирижаблей и их моделей.

153. Дирижабль, стратоплан и звездолет как три ступени величайших достижений СССР. «Гражданская авиация», 1933, № 9, 11, 12, 10 рис.

1934

154. [Знаменательные моменты в жизни великого ученого воздухоплавания]. Газ. «Коммуна» (Калуга), 18 августа 1934 г., № 193.

В этой статье автор дает хронологию важнейших событий своей жизни — главным образом выпуска научных трудов.

155. За атмосферу. «Вокруг света», 1934, № 1, стр. 10—24, 2 рис. и портрет автора.

В статье излагается ряд мыслей по технике будущих полетов в мировое пространство, за пределы земной атмосферы.

156. Освоение жарких пустынь. «Вестник знания» (Ленинград), 1934, № 10, стр. 661—666, 5 рис.

В статье излагаются способы получения воды с помощью различных устройств.

157. Высотные воздушные шары (стратостаты). Высотные (стратосферные) дирижабли. «Технический бюллетень Дирижаблестроя», 1934, № 3, стр. 35—37.

158. Аккумуляторный самолет. «В бой за технику», 1934, № 2, стр. 28.

Небольшая заметка о проекте аккумуляторного самолета инж. Никольского.

159. Ходули. «В бой за технику», 1934, № 3, стр. 24.

В заметке имеются высказывания Циолковского о новых проектах сверхскоростного транспорта — шаропоезде Ярмольчука и аэропоезде Вальднера. По мнению

Циолковского, эти изобретения не вытеснят целиком железных дорог, но могут оказаться полезными.

160. Пловучий остров. «В бой за технику», 1934, № 5, стр. 29.

Заметка по поводу идеи создания пловучего аэродрома.

161. Принцип реактивного движения. «В бой за технику», 1934, № 6, стр. 25.

Небольшая заметка по поводу статьи «Реактивный двигатель» в № 4 «В бой за технику» за 1934 г.

162. Избранные труды К. Э. Циолковского. Под общей редакцией инж.-мех. Е. В. Латынина. (С биографическим очерком проф. Н. Д. Моисеева). Кн. I. Цельнометаллический дирижабль. Под редакцией Я. А. Рапопорта. Госмашметиздат, 1934, 271 стр.

Содержание:

К. Э. Циолковский (опыт биографической характеристики) — проф. Н. Моисеев. Хронологический список сочинений К. Э. Циолковского. Цельнометаллический дирижабль. Теория металлического аэростата. Простейший проект металлического аэростата из волнистого металла. Общая таблица для дирижаблей от 60 до 300 м длины. Материалы к проекту металлического дирижабля на 40 человек.

163. Избранные труды К. Э. Циолковского. (С биографическим очерком проф. Н. Д. Моисеева). Кн. II. Реактивное движение. Под редакцией инж. Ф. А. Цандера. Госмашметиздат, 1934, 216 стр.

Содержание:

Ракета в космическое пространство. Исследование мировых пространств реактивными приборами. Условия жизни в эфире. Космическая ракета. Ракетные космические поезда. Новый аэроплан. Давление на плоскость при ее нормальном движении в воздухе. Реактивный аэроплан. Стратоплан полуреактивный.

164. Грандиозные замыслы. Газ. «Кино», 16 февраля 1934 г., № 8.

Письмо Циолковского в редакцию газеты «Кино» по поводу постановки фильма «Космический рейс», в котором он принимал участие в качестве главного научного консультанта.

165. На Луне. Изд. 2. Примечание и послесловие Я. И. Перельмана. М.— Л., Госмашметиздат, 1934 (обл. 1935), 38 стр., 6 рис. (см. № 9, 102, 149).

166. Тяжесть исчезла. Фантастический очерк. Изд. 2. М.— Л., Госмашметиздат, 1934, 111 стр., 21 рис. (см. № 150).

1935

167. Достижение высот стратостатом. Труды Всесоюзной конференции по изучению стратосферы 31 марта—6 апреля 1934 г. М.— Л., Изд-во АН СССР, 1935, стр. 703 — —708.

168. Планер и ветер. «Техника молодежи», 1935, № 3, стр. 28—30, 2 рис.

В статье предлагается автором его собственная конструкция планера и указывается на возможность полета одного планера на буксире другого, летящего значительно выше.

169. Волнолом и извлечение энергии из морских волн. «Вестник знания» (Ленинград), 1935, № 4, стр. 298—300, 6 рис.

Предлагается устройство волнолома, на котором воздвигнуты механизмы для использования энергии морских волн — своего рода волновой мотор.

170. Охлаждение воздуха жилых помещений. «Наука и техника», 1935, № 2, стр. 15, 1 рис.

Описывается предлагаемое автором устройство охлаждения жилищ в среднеазиатских пустынях.

171. Ракетные приборы в исследовании стратосферы. «Рабочая Москва», 3 марта 1935 г., № 51.

Статья написана в связи с происходившей в Москве I Всесоюзной конференцией по применению реактивных летательных аппаратов к изучению стратосферы.

172. **Только ли фантазия?** Газ. «Комсомольская правда», 23 июля 1935 г., № 168.

173. **Фантазия ли заатмосферные полеты?** «Комсомольская правда», 18 сентября 1935 г., № 216, 1 рис. и портрет автора.

174. **Рельсовый автопоезд.** «Техника», 30 января 1935 г., № 11, 4 рис.

Предлагается сверхскоростной четырехосный автовагон обтекаемой формы.

175. **Будущее советской авиации.** «В бой за технику», 1935, № 10, стр. 25—26, дается портрет автора.

176. **Гидроплан-крыло.** «В бой за технику», 1935, № 10, стр. 26.

177. [**Письмо в редакцию «Вестника инженеров и техников» в связи с 20-летием журнала**]. «Вестник инженеров и техников», 1935, № 3, стр. 136.

178. **Победа героических людей.** Газ. «Коммуна» (Калуга), 29 июня 1935 г., № 144.

Статья написана по поводу полета в стратосферу советских стратонавтов, тт. Прилуцкого и Вериго.

Автор заключает статью следующими словами: «...одно для меня совершенно ясно: все эти годы я вижу на деле, что не в капиталистических странах, а у нас, в СССР, сильнее, чем где бы то ни было, развивается наука. Я убежден, что советские рекорды будут и впредь недосягаемы».

179. **Победа героических людей.** «Наука и жизнь», 1935, № 8, стр. 14—15.

Статья перепечатана из газ. «Коммуна» (см. № 178).

180. **Полет в будущее.** Газ. «Коммуна» (Калуга), 18 августа 1935 г., № 184 (с портретом автора).

Эта статья является одной из последних, напечатанных при жизни Циолковского. Он еще сам послал ее в редакцию. Замечателен ее конец: «Все, о чем я говорю,— слабая попытка предвидеть будущее авиации, воздухоплавания и ракетоплавания. В одном я твердо уверен — первенство будет принадлежать Советскому Союзу. Капиталистические страны также работают над этими вопросами, но капиталистические порядки мешают всему новому. Только в Советском Союзе мы имеем мощную авиационную промышленность, богатство научных учреждений, общественное внимание к вопросам воздухоплавания и необычайную любовь всех трудящихся к своей родине, обеспечивающую успех наших начинаний».

181. **Поезд дирижаблей.** Газ. «Коммуна» (Калуга), 29 августа, 1935 г., № 193.

182. [**Письмо в ЦК ВКП (б)**]. Газ. «Правда», 17 сентября 1935 г., № 257.

Историческое письмо Циолковского от 13 сентября 1935 г. в ЦК ВКП (б), являющееся его общественным завещанием. «Все свои труды по авиации, ракетоплаванию и межпланетным сообщениям передаю партии большевиков и Советской власти — подлинным руководителям прогресса человеческой культуры. Уверен, что они успешно закончат эти труды»,— писал Циолковский.

КОММЕНТАРИИ К ТРУДАМ К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО

[Из рукописи «Свободное пространство»]

[1] *Стр.* 11. Публикуемые разделы являются частью большой рукописной работы «Свободное пространство», в которой рассмотрены явления, происходящие в среде, где силы тяготения и сопротивления среды практически не действуют. Эта рукопись в настоящее время хранится в Московском отделении Архива Академии наук СССР (ф. 555, оп. 1, д. 31). На ее первой странице рукой Циолковского сделана надпись: «Юношеская работа. Значение: понятия о явлениях, которые мы встретим при устройстве поселений вне атмосферы. Это часть механики. Механика при простейших условиях, при устранении напряженной тяжести. (Мне было 25 лет)».

Хотя в работе «Свободное пространство» даны лишь качественные, а не количественные соотношения (последнее было сделано Циолковским позднее в работе «Исследование мировых пространств реактивными приборами»), однако эта работа представляет собой первую законченную монографию Циолковского по межпланетным сообщениям, в которой он пришел к выводу о возможности применения реактивного принципа для перемещения в космическом пространстве. В этой же работе им была дана принципиальная схема реактивного космического корабля и было предложено применять для сохранения устойчивости жироскопы.

Давление жидкости на равномерно движущуюся в ней плоскость

Данная статья представляет собой сокращенный и переработанный для печати вариант работы «К вопросу о летании посредством крыльев», написанной в 1890—1891 гг. Впервые она была опубликована в 1891 г. в IV томе Трудов отделения физических наук Общества любителей естествознания и явилась первой печатной работой ученого. В этой статье Циолковский теоретически определил величину силы давления жидкости на плоскую пластинку при наличии двух одновременных движений — параллельного плоскости пластинки и перпендикулярного к ней, а также впервые в научной литературе выяснил влияние удлинения пластинки на величину этой силы.

В рукописном экземпляре статьи, хранящемся ныне в Архиве АН СССР (ф. 555, оп. 1, д. 2), рукой Циолковского сделана надпись: «Приношу живейшую благодарность А. Г. Столетову и Н. Е. Жуковскому, указавшим мне на значение моего труда среди других трудов такого же рода».

Кроме того, в Архиве АН СССР (ф. 555, оп. 6, д. 3) хранится авторский экземпляр

работы с пометками Циолковского, сделанными им карандашом на полях. Внесенные им исправления оговариваются ниже с указанием: «позднейшее замечание Циолковского».

[1] *Стр. 24.* Циолковский имеет в виду движение не плоскости, а пластинки.

[2] *Стр. 24.* Первоначально формула (1) была напечатана в следующем виде:

$$F = \frac{s_1 \cdot d}{g} \cdot V_n^2.$$

Однако затем (в авторском экземпляре оттиска) Циолковский добавил коэффициент k, меньший единицы, после чего формула приняла вид, приведенный в данном томе. Соответственно были изменены формулы (13), (25), (26).

Приведенные в формуле (1) обозначения нуждаются в ряде коррективов: F — означает силу давления; d — объемный вес, или весовую плотность жидкости; g — ускорение силы тяжести.

[3] *Стр. 24.* Под однообразным движением Циолковский понимает равномерное установившееся движение.

[4] *Стр. 25.* Позднейшее замечание Циолковского: «Можно и так

$$V = V_n \frac{r^2}{H^2}.$$

Если сделать эту поправку, то результат будет близок к опытам и теориям других».

Соответственно им были изменены формулы (8), (9), (11), (12), (13), (25), (26).

[5] Стр. *26.* Позднейшее добавление Циолковского: «В рукописи 1891 г. (май) это доказано».

Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина

Данная работа была впервые опубликована в 1894 г. в журнале «Наука и жизнь», № 43—46. В 1895 г. вышел ее отдельный оттиск.

В этой работе Циолковским дана схема моноплана со свободно несущими крыльями удобообтекаемым фюзеляжем, соосными вращающимися в противоположном направления воздушными винтами. Здесь же им было высказано мнение о перспективности бензиновых двигателей внутреннего сгорания, разработан ряд элементов аэродинамического расчета самолетов, предложена схема равнопрочного крыла и выдвинута идея применения на самолете жироскопа в качестве простейшего автопилота.

В Архиве АН СССР (ф. 555, оп. 6, д. 13) хранится авторский экземпляр отдельного оттиска статьи со сделанными Циолковским пометками, которые оговариваются ниже.

[1] *Стр. 35.* В авторском экземпляре оттиска после слов «вопрос модный» дописано: «(имеется в виду 1895 г.)».

[2] *Стр. 37.* Под словами «энергией движущегося переменно воздуха» следует понимать: «энергией воздуха, движущегося с переменной скоростью». В авторском экземпляре после слов «движущегося переменно воздуха» добавлено: «Легче всего получить полет с помощью восходящего воздушного потока. Он проще всего получается на горах. Благодаря их наклону, ветер изменяет направление и поддержи-[вает] тем крылья».

[3] *Стр. 37.* В авторском экземпляре после слов «в равномерном» добавлено: «горизонтальном».

[4] *Стр. 43.* Под «силой» дигателя следует понимать мощность мотора.

[5] *Стр. 45.* Как видно из последующего текста, Циолковский в данном случае под термином «энергия», по-видимому, понимал удельную мощность.

[6] *Стр. 45.* Здесь и ниже под словом «обратна» имеется в виду обратно пропорциональная зависимость.

[7] *Стр. 53.* Это утверждение неправильно. В настоящее время величина площади крыльев тяжелых самолетов значительно превосходит указанную Циолковским.

[8] *Стр. 59.* См. предыдущее примечание.

[9] *Стр. 61.* В авторском экземпляре Циолковским был сделан ряд исправлений, главным образом, в числовых величинах. В исправленном виде параграфы 95, 96 и 98 читаются следующим образом:

«95. Наибольший груз, который может поднять снаряд с крыльями, составляет 380 человек пассажиров или 38 тонн (2300 пудов).

96. Из формулы (70) видно, что при этом энергия двигателей должна возрасти в 19,5 раза и составлять около 362,4 килограммометра на каждый килограмм веса машины, что соответствует силе 4,8 паровой лошади на 2 2/5 фунта двигателя или 2 лошади (2,4) на 1 фунт. Эта энергия (E) в 362 раза более энергии машин г. Яковлева и в 3624 — обыкновенных паровых машин (в 1—2 силы)...

98. Наш снаряд предельного веса, с крыльями из массивной стали (92—95), получил бы скорость, как видно из уравн[ения] (69), в 19,5 раза большую

$$\sqrt[3]{EP_V},$$

т. е. 690,3 м в 1 сек, или 2496 км в 1 час. Разумеется, приводимые теоретические выводы на практике совсем не достижимы и даже не желательны. В самом деле, этот снаряд, подымающий только 380 человек (от 50 до 100 кг весом), должен обладать, помимо громадной энергии, силой в 137 590 метрич[еских] лошадей (183 452 обыкновенные паровые лошади); на каждого пассажира, таким образом, приходится 362 метр. лош. или 484 обыкновенных.

Выгодно ли это, дешево ли это!»

[10] *Стр. 64.* В авторском экземпляре Циолковским число 600 было исправлено на 6000.

[11] *Стр. 64.* Число 100 было исправлено Циолковским на 10.

[12] *Стр. 65.* В авторском экземпляре Циолковским сделана на полях следующая пометка: «На самом деле поверхность крыльев снар[яда] Максима в 2 раза больше, а скорость раза в 2 меньше, что не противоречит уравн[ениям] (28) и (70)».

[13] *Стр. 66.* В авторском экземпляре параграф 111 от слов «Кстати, подтвердим наши выводы...» до раздела «Еще некоторые черты устройства аэроплана» Циолковским вычеркнут.

[14] *Стр. 67.* В печатном тексте фигура 8 отсутствовала. В экземпляре, бывшем у Циолковского, им сделан от руки набросок чертежа, который и воспроизводится в данном томе.

[15] *Стр. 70.* Здесь Циолковский впервые в научной литературе излагает идею применения жироскопа в качестве простейшего автопилота.

Первое описание К. Э. Циолковским его аэродинамической трубы

Публикуемый материал представляет собой письмо К. Э. Циолковского от 5 октября 1897 г. профессору А. Л. Гершуну, являвшемуся в те годы членом президиума Русского физико-химического общества. В этом письме (см. Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 4) было дано описание и приведены чертежи аэродинамической трубы Циолковского, построенной им в 1897 г. Следует упомянуть, что первая в России аэродинамическая труба была построена в 1871—1873 гг. военным инженером В. А. Пашке-

вичем (см. статью А. П. Мандрыки «Аэродинамическая труба В. А. Пашкевича и его опыты 1873—1874 гг.».— Труды Института истории естествознания и техники АН СССР, т. 28. М., 1959). Однако аэродинамическая труба Пашкевича использовалась им исключительно для исследований в области баллистики, в то время как Циолковским его аэродинамическая труба была впервые в России применена для исследований, связанных с вопросами авиации и воздухоплавания.

В 1897 г. в статье «Самостоятельное горизонтальное движение управляемого аэростата», опубликованной в журнале «Вестник опытной физики и элементарной математики» (№ 258 и 259), Циолковский впервые упомянул в печати о предложенном им методе определения сопротивления воздуха. Он писал: «...в последнее время, производя поверочные опыты, я придумал их делать по совершенно новому методу и при искусственном ветре (лопастная воздуходувка — род большой веялки)».

В дальнейшем Циолковский построил аэродинамическую трубу бо́льших размеров. Результаты опытов с ней получили отражение в «Отчете Академии наук» (1900—1901 гг.) и в статье «Сопротивление воздуха и воздухоплавание», опубликованной в 1902 г. в журнале «Научное обозрение», № 5.

[1] *Стр. 78.* В оригинале Циолковский ошибочно повторил здесь номера 6 и 7.

Давление воздуха на поверхности, введенные в искусственный воздушный поток

В этой работе, впервые опубликованной в журнале «Вестник опытной физики и элементарной математики» (Одесса, 1898, № 269, 270; 1899, № 271, 272), Циолковским изложены результаты исследований, проведенных им при помощи аэродинамической трубы, описанной в предыдущей статье (см. письмо К. Э. Циолковского А. Л. Гершуну от 5 октября 1897 г.).

[1] *Стр. 80.* В скобках Циолковский указывает номера соответствующих абзацев данной статьи.

[2] *Стр. 80.* Следует иметь в виду, что здесь и в дальнейшем термином «давление» Циолковский обозначал как собственно «давление», так и «силу давления» и «сопротивление среды».

[3] *Стр. 82.* В 1901 г. в Отчете Академии наук об опытах по сопротивлению воздуха (Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 8, л. 13 об.) Циолковский писал: «Прежние опыты мои были описаны в «Вестнике опытной физики» (№ 269, 272, 1898 г.) и в отдельном издании. Так как печатные чертежи воздуходувной машины были грубо искажены, то я привожу тут точный чертеж вентилятора, применявшегося при опытах 1897—1898 гг.». Ниже (на стр. 519) нами помещены чертежи, данные Циолковским в «Отчете».

[4] *Стр. 86.* В этом разделе и далее Циолковский определяет силу давления не на плоскость, а на плоскую пластинку, нормальную к потоку.

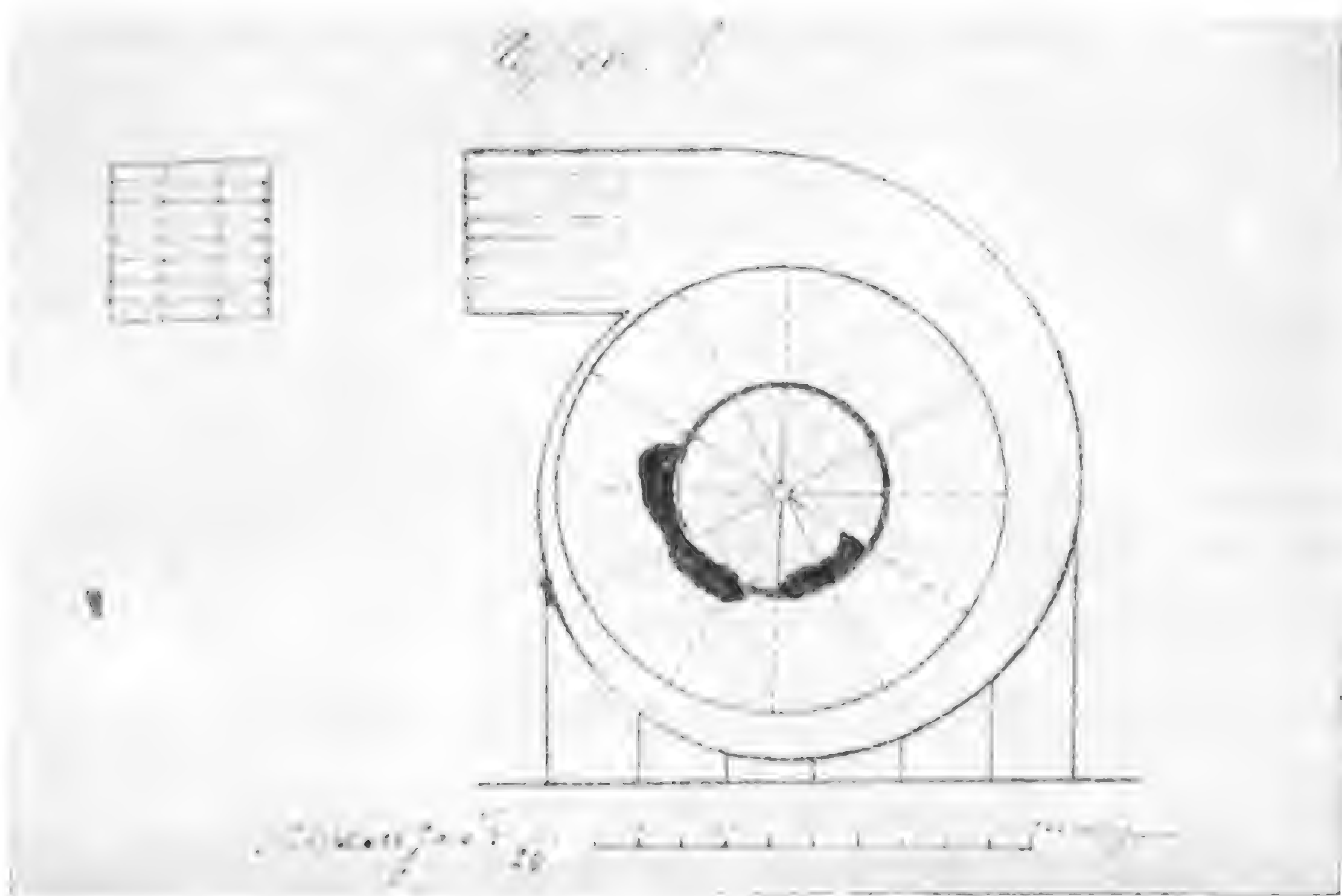
[5] *Стр. 91.* Здесь и далее термином «трение» Циолковский обозначает силу трения.

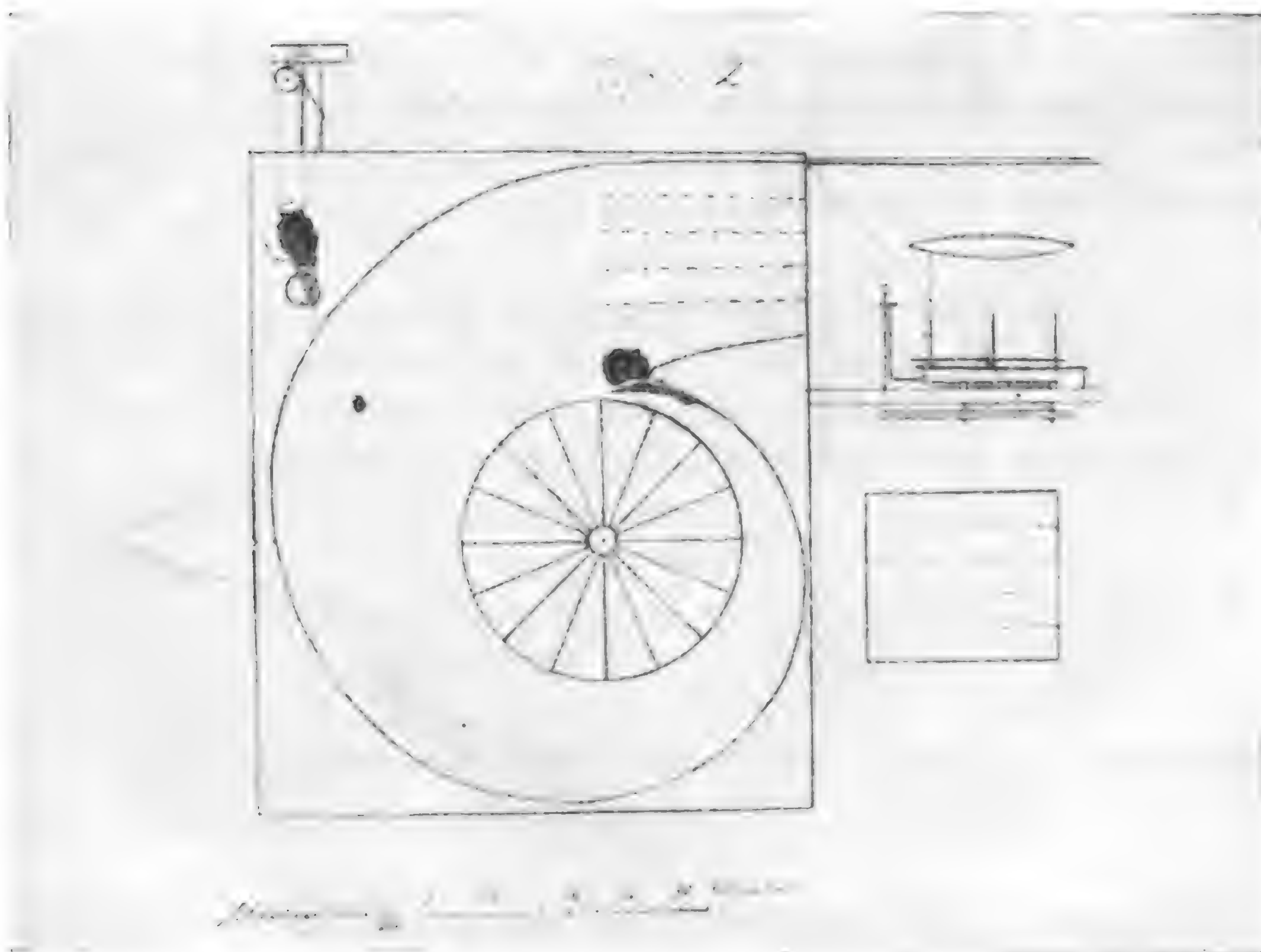
[6] *Стр. 92.* В оригинале пропущен № 82.

[7] *Стр. 94.* Здесь и далее Циолковский имеет в виду журнал «Вестник опытной физики и элементарной математики» за 1897 г., в котором была напечатана статья «Самостоятельное горизонтальное движение управляемого аэростата».

[8] *Стр. 95.* В оригинале пропущены № 97—99.

[9] *Стр. 105.* В оригинале № 143 ошибочно повторен два раза.





Черт. 1, 2

Сопротивление воздуха и воздухоплавание

Статья эта, впервые опубликованная в 1902 г. в журнале «Научное обозрение», № 5, представляет краткое извлечение из отчета К. Э. Циолковского Академии наук об опытах по сопротивлению воздуха, проведенных им в 1900—1901 гг. на средства Академии. Отчет был представлен в Академию в конце 1901 г., однако, несмотря на то, что в нем содержался ряд важных выводов, опубликован он не был.

[1] *Стр. 113.* См. примечание 2 к статье «Давление воздуха на поверхности, введенные в искусственный воздушный поток».

[2] *Стр. 115.* Точнее не давление, а величину пропорционального ему коэффициента K.

[3] *Стр. 118.* В оригинале Циолковский ошибочно повторил номер предыдущего параграфа.

[4] *Стр. 124.* Неясно, как получено это и нижеприведенные значения, так как $1/12 = 0{,}083$, $1/8 = 0{,}125$, $1/7 = 0{,}143$, $1/2 = 0{,}5$. Можно предположить, что верхние числа являются расчетными, а нижние — полученными в действительности на моделях.

[5] *Стр. 130.* В оригинале Циолковский ошибочно повторил номер предыдущего абзаца.

[6] *Стр. 135.* В оригинале ошибочно напечатано «более».

Исследование мировых пространств реактивными приборами (1903 г.)

Эта работа была впервые напечатана в журнале «Научное обозрение» 1903, № 5, стр. 44—75. Статья являлась первой частью труда, ее продолжение должно было быть опубликовано в следующем номере «Научного обозрения», однако журнал был закрыт.

Вторично работа эта была издана с некоторыми изменениями в 1924 г. отдельной брошюрой под названием «Ракета в космическое пространство». Изменение названия статьи было, по-видимому, вызвано тем, что в 1923 г. в Германии вышла книга Г. Оберта «Die Rakete zu den Planetenräumen», в которой немецкий ученый во многих случаях пришел к тем же выводам, что и Циолковский.

В «Научном обозрении» работа была опубликована с ошибками и искажениями. В Московском отделении Архива АН СССР (ф. 555, оп. 6, д. 39) хранится экземпляр статьи, на котором рукой Циолковского сделана надпись: «Рукопись не возвращена. Издано ужасно. Корректуры не было. Формулы и номера перевраны и потеряли смысл. Но все-таки я благодарен Филиппову, ибо он один решился издать мою работу». В этом же экземпляре Циолковский исправил допущенные ошибки и опечатки, а также внес ряд изменений и дополнений, которые были учтены в издании 1924 г.

В данном томе работа публикуется по тексту статьи 1903 г. На основании поправок, сделанных Циолковским, исправлены явные опечатки и неточности. Остальные изменения, добавления и заметки на полях оговариваются ниже.

[1] *Стр. 137.* Современные данные о строении земной атмосферы существенно отличаются от приведенных в таблице. Установлено, что понижение температуры имеет место до высоты 11 км с градиентом (в среднем) 6,5° С на 1 км. От 11 до 30 км температура постоянна и равна —55° С. В дальнейшем температура повышается и на высоте 55 км достигает значения + 87° С.

[2] *Стр. 138.* Термином «относительная или кажущаяся тяжесть» Циолковский обозначает перегрузку.

[3] *Стр. 139.* В экземпляре статьи, в котором рукой Циолковского внесены исправления и дополнения (в дальнейшем этот экземпляр именуется авторским), после слов

«подобное давление» приведена фраза: «Какой же толчок должны испытывать тела в короткой пушке и при поднятии, большем 300 км!!»

[4] *Стр. 139.* В авторском экземпляре перед заголовком «Реактивный прибор — „ракета"» Циолковским была сделана пометка: «Поместить чертеж». Дело в том, что чертежи, посланные Циолковским в редакцию «Научного обозрения», не были опубликованы, и издание 1903 г. вышло совсем без рисунков, хотя в тексте (стр. 49 и 71) есть ссылки на них и приводится их описание. В Архиве АН СССР в фонде К. Э. Циолковского хранится относящийся, по-видимому, к 1902 г. чертеж, полностью совпадающий с описанием, данным в работе 1903 г. Поэтому в настоящем томе было решено воспроизвести этот рисунок, являющийся первым изображением ракетного летательного аппарата, предложенного Циолковским.

[5] *Стр. 140.* В авторском экземпляре после слов «металлической жидкостью» добавлено: «Видим руль, служащий для управления движением ракеты».

[6] *Стр. 142.* В авторском экземпляре после слов «определенного направления снаряда» добавлено: «Проще всего для управления ракетой может служить двойной руль, помещенный вне, поблизости от выходного конца трубы. Избежать же вращения ракеты вокруг продольной оси можно кручением пластинки, расположенной по направлению движения газов, среди них». Высказанная здесь Циолковским идея газовых рулей получила в настоящее время всеобщее признание.

[7] *Стр. 142.* В авторском экземпляре после слов «в 1001 раз» добавлено: «при поднятии на 300 км».

[8] *Стр. 145.* В авторском экземпляре после слов «в жидкость паров» добавлено: «также и при отвердевании».

[9] *Стр. 145.* В авторском экземпляре слово «Однако» заменено на «И еще».

[10] *Стр. 146.* В авторском экземпляре слова «из красной меди» зачеркнуты.

[11] *Стр. 146.* В авторском экземпляре зачеркнуто «известью CaO» и написано «вольфрамом».

[12] *Стр. 146.* В авторском экземпляре после слов «циркулирующей жидкостью» дописано: «Это будет способствовать и устойчивости ракеты, особенно если обороты будут в двух взаимно-перпендикулярных направлениях. Только центробежная сила газов...» (фраза не окончена).

[13] *Стр. 146.* В авторском экземпляре после слов «особенных затруднений» добавлено: «Можно водород заменить жидким или сгущенным в жидкость углеводородами, напр. ацетиленом, нефтью».

[14] *Стр. 146.* В авторском экземпляре слово «пушки» заменено на «трубы».

[15] *Стр. 146.* В авторском экземпляре все последнее предложение зачеркнуто.

[16] *Стр. 147.* Более точное значение механического эквивалента теплоты составляет 427 кГм. В соответствии с этим изменяются и последующие числа: 3825 кал. соответствуют работе в 1 633 275 кГм, что достаточно для поднятия 1 кг вещества на 1633 км.

[17] *Стр. 148.* В авторском экземпляре первоначально после слов «под влиянием солнечного света» было дописано: «В настоящее время известно, что радиоактивные вещества и электричество служат причиной распадения условных атомов». Однако затем два последних предложения были Циолковским вообще вычеркнуты.

[18] *Стр. 150.* Более подробно вопрос об искусственном спутнике Земли был рассмотрен Циолковским в работе «Исследование мировых пространств...» (1911—1912 гг.) (см. стр. 167—208 данного тома).

[19] *Стр. 151.* Как видно из приводимых формул, в данном случае под M_1 и M_2 следует подразумевать не массу ракеты и отброса, а их вес.

[20] *Стр. 151.* Под утилизацией Циолковский понимает к. п. д. ракеты.

[21] *Стр. 151.* В авторском экземпляре здесь Циолковским сделана сноска: «Действительно

$$ln(1+x) = x - \frac{x^2}{2} + \frac{x^3}{3} - \frac{x^4}{4} \dots$$

Следов[ательно]

$$\frac{M_1}{M_2}\left\{ln\left(1+\frac{M_2}{M_1}\right)\right\}^2 = \frac{M_1}{M_2}\cdot\frac{M_2^2}{M_1^2} = \frac{M_2}{M_1}$$

приблизительно».

[22] *Стр. 151.* В авторском экземпляре после слова «ракете» добавлено: «Вообще от 1 до 20 она весьма велика и близка к 0,5».

[23] *Стр. 155.* В авторском экземпляре после слов «значительное пространство» добавлено: «в особенности, если будет двигаться над атмосферой».

[24] *Стр. 160.* В авторском экземпляре это предложение вычеркнуто.

[25] *Стр. 161.* В издании 1903 г. чертеж был выпущен (см. примечание 4 к данной работе). В авторском экземпляре Циолковский сделал на полях рисунок, который и приводится в данном томе.

[26] *Стр. 163.* Все вычисления в формулах 76—83 сделаны не для сил, а для ускорений, обусловленных этими силами.

Исследование мировых пространств реактивными приборами (1911—1912 гг.)

Данная работа явилась второй частью статьи того же названия, опубликованной в 1903 г. Впервые она была напечатана в журнале «Вестник воздухоплавания», 1911, № 19—22 и 1912 г., № 2, 3, 5, 6—7, 9. Ввиду того, что вторая часть появилась в печати через 8 лет, автор включил в нее резюме первой статьи.

В этой работе Циолковский подробно исследовал сопротивление атмосферы, дал расчет наиболее выгодного угла подъема ракеты, а также высказал мысль о возможности использования для межпланетных полетов энергии распада атомов.

В Московском отделении Архива Академии наук СССР (ф. 555, оп. 6, д. 166) хранится принадлежавшая Циолковскому подшивка журналов «Вестник воздухоплавания», в которых была опубликована эта статья.

В этом экземпляре (который в дальнейшем именуется авторским) ученым был собственноручно внесен ряд изменений и добавлений, которые оговариваются ниже с пометкой «позднейшее дополнение» или «позднейшее замечание».

[1] *Стр. 169.* В авторском экземпляре это предложение вычеркнуто.

[2] *Стр. 171.* В авторском экземпляре это предложение вычеркнуто.

[3] *Стр. 171.* В авторском экземпляре 1300° исправлено на 1600°.

[4] *Стр. 172.* В данной статье формулы даются Циолковским без вывода. Их нумерация взята из работы «Исследование мировых пространств...», 1903 г.

[5] *Стр. 173.* В оригинале Циолковский обозначал относительную скорость истечения продуктов сгорания через V_1. Однако в связи с тем, что несколькими страницами ниже он обозначал через V_1 другую величину — скорость, потребную для поднятия на высоту h,— в данном издании было принято для скорости истечения обозначение W, применявшееся в более поздних изданиях трудов Циолковского.

[6] *Стр. 173.* Имеется в виду среда без тяжести.

[7] *Стр. 173.* Данная формула выведена при условии, что на тело действует сила тяжести, причем ускорение силы тяжести g постоянно и прямо противоположно ускорению p, сообщаемому ракете взрывчатыми материалами.

[8] *Стр. 175.* В авторском экземпляре после формулы (87) дописано: «где 0,02 есть часть окружности (радиус=1), соответствующая почти одному градусу ($1\frac{1}{7}^{\circ}$)».

[9] *Стр. 175*. Рассмотрение последующих формул показывает, что они выведены не для единицы массы, а для единицы веса.

[10] *Стр. 176*. Более точное значение работы для земного шара равно 6 371 000 кГм.

[11] *Стр. 176*. Более точное значение механической работы равно 4 270 000 кГм.

[12] *Стр. 176*. Точнее 12 810 кГм.

[13] *Стр. 177*. В авторском экземпляре слова «Солнце или планеты» вычеркнуты и написано: «эти небесные тела».

[14] *Стр. 180*. Более точное значение — 427 тоннометров.

[15] *Стр. 180*. В тексте ошибка. Имеется в виду не температура абсолютного нуля, а температура нуля в абсолютных единицах ($T_1 = 273°$).

[16] *Стр. 183*. В авторском экземпляре «cosec» исправлен на «cosec²».

[17] *Стр. 183*. В авторском экземпляре данная таблица перечеркнута и на полях написано: «Исправлено мною в книге Рынина о мне, стр. 76. Не совсем верно вычислена работа сопротивл[ения]». Приводим тут таблицу из кн.: Н. А. Рынин. «К. Э. Циолковский — его жизнь, работы и ракеты.» Л., 1931.

Угол наклона траектории к горизонту 90°—α	sin (90° — α)	cosec (90° — α)	Потери энергии			
			от тяжести	cosec² (90° — α)	от атмосферы U = 100	от тяжести и атмосферы
0	0	∞	0,010	∞	∞	—
2	0,0349	28,7	0,014	824	2,47	2,48
5	0,0872	11,5	0,020	132	0,395	0,415
10	0,174	5,75	0,027	33,1	0,099	0,126
15	0,259	3,86	0,035	14,9	0,0477	0,0827
20	0,342	2,92	0,045	8,53	0,0255	0,0705
30	0,500	2,00	0,057	4,00	0,0120	0,069
40	0,643	1,56	0,070	2,43	0,0073	0,0773
45	0,707	1,41	0,075	1,99	0,0059	0,0809
90	1,000	1,00	0,100	1,00	0,0030	0,1030

[18] *Стр. 183*. См. табл. 86 работы «Исследование мировых пространств...», 1903 г., стр. 165 настоящего тома.

[19] *Стр. 184*. В авторском экземпляре абзац, начинающийся словами «По столбцу 4-му...» вычеркнут.

[20] *Стр. 189*. Точнее — 11 189 м/сек.

[21] *Стр. 190*. Более точное значение — 7912 м/сек.

[22] *Стр. 191*. См. примечание 20 к этой же работе.

[23] *Стр. 191*. В авторском экземпляре 10—15 градусов исправлено на 20—30 градусов, а $4^1/_2$% на 7%.

[24] *Стр. 191*. В авторском экземпляре после слов «описав часть эллипса» добавлено, «и достигнув наибольш[его] удаления».

[25] *Стр. 194*. Под «верхними» Циолковский подразумевает планеты, орбиты которых расположены дальше от Солнца, чем орбита Земли.

[26] *Стр. 196*. В авторском экземпляре после слов «многократно роиться» добавлено: «Может быть роилось не раз и раньше, и теперешнее население осколок прежнего»

[27] *Стр. 197.* Как уже указывалось (см. примечание 12 к этой же работе), более точное значение механической работы для данного случая равно 12 810 кГм. Соответственно меняются другие значения: суточная работа равна 18 446 400 кГм, секундная — 213,5 кГм.

[28] *Стр. 203.* В авторском экземпляре после слов «прямо-таки благодетельна» добавлено: «Горизонтальное положение также во много раз уменьшает давление крови, что приближает это состояние к отсутствию тяжести. Лежачее же положение нельзя считать губительным. Для слабых и больных оно полезно, а здоровые должны умерить питание, чтобы лежание не оказалось вредным».

[29] *Стр. 205.* В авторском экземпляре слова «а может быть и водные (летучие рыбы, напр[имер])» вычеркнуты.

[30] *Стр. 206.* В авторском экземпляре после слов «увеличением объема» добавлено: «Причиной может быть и распад тяжелых атомов, сопровождаемый накоплением упругих газов (гелия и других) и электронов».

[31] *Стр. 206.* В авторском экземпляре после слов «время до катастрофы» написано: «Уже было несколько случаев прохождения через атмосферу Земли масс с диаметром до 4 верст».

[32] *Стр. 206.* В авторском экземпляре после слова «химических» вставлено: «и радиоактивных».

Исследование мировых пространств реактивными приборами (дополнение к I и II части труда того же названия)

Впервые было напечатано в 1914 г. в виде отдельной брошюры. В настоящем томе опущена вводная часть работы (6 страниц), в которой Циолковский приводит ряд выдержек из периодической печати, касающихся его предыдущих исследований.

[1] *Стр. 209.* Точнее — 6 371 000 тоннометров.

[2] *Стр. 212.* В то время, когда была написана эта работа, не было еще достаточно ясных представлений об использовании внутриатомной энергии и возможности управляемых цепных реакций были неизвестны.

[3] *Стр. 213.* До настоящего времени в одноступенчатых ракетах отношение веса топлива к сухому весу ракеты не превосходит значения десяти.

[4] *Стр. 215.* Неточность числовых значений объясняется тем, что Циолковский производит лишь приблизительный расчет.

[5] *Стр. 217.* В дальнейшем Циолковский от этой идеи отказался.

[6] *Стр. 218.* См. примечание 5 к этой работе.

[7] *Стр. 219.* Не учитывается сопротивление атмосферы и считается постоянным поле силы тяжести.

Космический корабль

Статья была в июне 1924 г. послана в редакцию журнала «Техника и жизнь». Однако напечатана не была и в начале 1926 г. была возвращена автору. На экземпляре, возвращенном редакцией, Циолковским сделана надпись: «Читана и исправлена. 1926 г. 8 июня. К. Ц.» (Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 46).

В июне 1925 г. Циолковским был написан второй вариант статьи (Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 47), несколько отличавшийся от первого, однако при жизни ученого эта статья опубликована не была.

В настоящем томе работа печатается на основании варианта 1924 г. с учетом внесенных Циолковским в 1926 г. дополнений, которые даны в угловых скобках ⟨ ⟩.

В комментариях приведены также наиболее интересные дополнения, сделанные автором во втором варианте статьи (1925 г.).

[1] *Стр. 220.* Во втором варианте статьи после этой фразы написано: «Тут мы воспользуемся кинетической энергией земного шара: заставим его нам помогать, чтобы получить наибольшую скорость при наименьших затратах. Понятно, что для этого относительное движение, сообщаемое нами космическому кораблю, должно совпадать по направлению с движением тех мест Земли, на которых расположен снаряд».

[2] *Стр. 222.* Позднее слова «имеет некоторые преимущества, так как дает» были Циолковским вычеркнуты и вместо них написано: «по-видимому, дает неограниченную скорость движения».

[3] *Стр. 222.* По современным данным, основанным на многочисленных экспериментах, состав атмосферы до высот 120—130 км почти не меняется. В отношении содержания в верхних слоях атмосферы водорода в настоящее время считается маловероятным, чтобы оно было сколько-нибудь значительным.

[4] *Стр. 222.* Во втором варианте статьи после слов «в разреженном слое воздуха» дописано: «двигаясь параллельно земной поверхности. Достигнув в чрезвычайно разреженной атмосфере восьми или более километров в секунду, она может оставить воздух и носиться вечно, как Луна вокруг Земли».

[5] *Стр. 223.* Следует отметить, что наличие светового давления было экспериментально доказано П. Н. Лебедевым еще в 1899 г.

[6] *Стр. 223.* Во втором варианте после слов: «приращение скорости» написано: «для дальнейших космических путешествий. Для этого даже не нужно энергии извне: достаточно одной окружающей снаряд солнечной энергии».

[7] *Стр. 224.* Во втором варианте вместо «Такой способ движения...» написано: «Такой способ получения скорости...»

[8] *Стр. 224.* Во втором варианте слова «в дальнейшем космическом перемещении» изменены на «в дальнейшем увеличении скорости», и далее написано: «Дело в том, что тут, в пустоте, при имеющемся уже движении, эта скорость может возрастать произвольно медленно. Так что тут не потребуется чудовищной энергии и можно воспользоваться ничтожным давлением света и положительных или отрицательных электронов (α и β лучей)».

[9] *Стр. 224.* Более точная величина радиуса Земли составляет 6371 км.

[10] *Стр. 225.* Данное утверждение ошибочно.

[11] *Стр. 225.* Во втором варианте после слов «сот килом[етров] в секунду» написано: «Такая скорость еще не может дать выгодного использования их энергии, потому что много превышает даже наибольшую необходимую космическую (16 верст в секунду), достаточную даже для удаления к иным солнцам».

[12] *Стр. 228.* Во втором варианте статьи после слов «в 15 раз больше их» написано: «Тантал очень крепок и тугоплавок. Временное сопротивление его разрыву при плотности 10 (по Менделееву) достигает 250 кг на кв. мм. Этот материал, употребленный на сосуды, дает возможность их относительный вес еще уменьшить в 2 раза. Таким образом, относительный вес сосуда в пределе, может быть, достигнет 8. Это значит, что, даже пренебрегая весом ракеты со всем содержимым, кроме сосуда и взрывчатых веществ, т. е. считая ракету состоящей только из котлов с взрывным материалом, и тогда такая ракета не может поднять взрывчатых веществ более одной восьмой своего веса. Если же ракета, кроме котла, должна поднять еще ракету, равную весу котла, то вес взрывчатых веществ составит только одну шестнадцатую веса ракеты. Для практических размеров ракеты мы можем принять вес взрывчатых веществ в 10% ракеты со всем содержимым. Спрашивается, на какую же высоту может подняться снаряд с таким максимальным запасом энергии? Пренебрегая сопротивлением воздуха

и влиянием тяжести, найдем по моей таблице скорость в 543 м [в сек.]. Это соответствует поднятию на высоту около 15 км».

[13] *Стр. 228*. Это утверждение неточно. Применение многоступенчатых ракет позволяет при прочих равных условиях значительно улучшить весовые характеристики ракеты. Два года спустя, в работе «Исследование мировых пространств реактивными приборами» (1926 г.), Циолковский пришел к выводу о необходимости придания ракете предварительной скорости без затраты собственного запаса горючего, для чего он предложил вкладывать космическую ракету в ракету земную, а еще через три года, в работе «Космические ракетные поезда» (1929 г.), им была разработана подробная математическая теория многоступенчатых ракет.

[14] *Стр. 229*. Во втором варианте статьи после слов «и возможна ли» вставлен абзац:

«Заметим, что для взрывания могут быть употреблены два средства: 1) Готовый взрывной материал, напр[имер] порох, динамит и т. п. 2) Два или несколько отделенных друг от друга веществ, напр[имер] богатое кислородом вещество и нефть, смешиваясь во взрывной камере, дают сильную струю газов. Последний способ во всех отношениях практичнее. Первое же средство очень рискованно, так как может дать взрыв всего запаса одновременно. В дальнейшем изложении мы будем иметь в виду применение нескольких смешиваемых в камере жидкостей, дающих при обыкновенных условиях, до смешения, ничтожное давление».

[15] *Стр. 229*. Приведенные в таблице данные о составе атмосферы и ее плотности неточны.

[16] *Стр. 231*. Во втором варианте статьи вместо последних трех фраз написано: «Тут тяжесть Земли уменьшается процентов на 35, и ракета поднялась бы от этого значительно выше, если бы не склонялась к обычному пути планет и спутников и не тратила бы свою энергию не столько на одоление тяжести, сколько на получение скорости.

После этого можно прекратить взрывание. Скорость ракеты не ослабляется сопротивлением среды и центробежная ее сила сравнивается с притяжением Земли. Расстояние ее от нашей планеты не изменяется и положение становится настолько же постоянным, насколько постоянно положение небесных тел.

Если же предположить, что взрывание продолжается, то таблица покажет нам последующие результаты».

[17] *Стр. 232*. Во втором варианте статьи после слов «Млечного Пути» добавлено: «Такая ничтожная скорость снаряда одолевает могучее солнечное притяжение потому, что она относительна (к Земле). Скорость же по отношению к Солнцу весьма будет велика. Действительно, мы воспользовались движением Земли, и это она нам дала такое могущество (прибавку почти в 30 км [в сек], всего около 47 км [в сек.]), сама потеряв совершенно незаметную часть своей скорости».

[18] *Стр. 241*. В наши дни эта мысль Циолковского получила блестящее подтверждение. Большим коллективом советских ученых и инженеров созданы искусственные спутники Земли, космические ракеты и космические корабли, открывшие эру освоения космоса.

Исследование мировых пространств реактивными приборами (1926 г.)

Данная работа была впервые издана отдельной книгой в 1926 г. Хотя в подзаголовке работы стояло: «переиздание работ 1903 и 1911 гг. с некоторыми изменениями и дополнениями», однако внимательное ознакомление с ней показывает, что, по сути дела, это была совершенно новая работа, в которой лишь очень небольшое место занимали отдельные выдержки из указанных статей.

В Московском отделении Архива АН СССР(ф. 555, оп. 6, № 99), хранится авторский экземпляр этой работы, на котором рукой ученого внесен ряд добавлений и изменений. На основании этих поправок исправлены явные опечатки и неточности. Остальные изменения и добавления оговариваются ниже.

1 *Стр. 242.* Имеется в виду научно-фантастическое произведение Циолковского «Грезы о Земле и небе и эффекты всемирного тяготения». М., 1895.

2 *Стр. 243.* Циолковский имеет в виду работу Ал. Федорова «Новый принцип воздухоплавания, исключающий атмосферу как опорную среду». СПб., 1896.

3 *Стр. 243.* В авторском экземпляре слова «так как расчетов никаких не дано» вычеркнуты.

4 *Стр. 244.* В авторском экземпляре Циолковским после фамилии Чижевского вставлена фамилия: «Баята».

5 *Стр. 246.* Рассмотрение последующих формул показывает, что они выведены не для единицы массы, а для единицы веса.

6 *Стр. 247.* Более точное значение работы для земного шара равно 6 371 000 кГм.

7 *Стр. 247.* Более точное значение механической работы равно $427 \cdot 10^4$ кГм.

8 *Стр. 247.* В авторском экземпляре 16 кГм исправлены на 4 кГм, а 7 1/2 сажен на 2 сажени.

9 *Стр. 249.* Более точное значение второй космической скорости 11 189 м/сек.

10 *Стр. 254.* В авторском экземпляре после слов «солнечного тяготения» вставлено: «т. е. достижения всех планет».

11 *Стр. 258.* Из формул (2) и (7) видно, что M представляет собой не массу ядра, а его вес.

12 *Стр. 260.* Под «полезностью ракеты» Циолковский подразумевает ее полетный к. п. д.

13 *Стр. 261.* В оригинале опечатка: вместо «—» стоит «+»:

$$\eta = 1 : \left\{ 1 + \frac{V (W + V_0)^2}{W (V + V_0)^2} \right\}.$$

14 *Стр. 261.* Имеется в виду числитель дроби

$$\frac{V (W + V_0)^2}{W (V + V_0)^2}.$$

15 *Стр. 263.* В данном случае Циолковский опускает знак, принимая все величины положительными.

16 *Стр. 269.* Последнее утверждение справедливо лишь для рассматриваемого Циолковским случая («в пустоте и для среды, свободной от тяжести»).

17 *Стр. 270.* В оригинале ошибочно напечатано:

$$\frac{dM}{dt} = \frac{M_1 + M}{W + K}.$$

В данном издании формула уточнена. В соответствии с этим изменены также формулы (39_7) и (39_8).

18 *Стр. 271.* Здесь и в дальнейшем у Циолковского имеются пропуски в нумерации формул.

19 *Стр. 272.* В авторском экземпляре в последнем столбце таблицы 6 Циолковским добавлено: «При скорости отброса в 5000 м [в сек.]».

20 *Стр. 276.* В работе 1903 г.— «Исследование мировых пространств...»— данная формула получается при совместном рассмотрении § 26 и формулы (51).

[21] *Стр. 282.* В 1934 г. при издании избранных трудов К. Э. Циолковского редактор второго тома Ф. А. Цандер пересчитал табл. 10, дав ее в следующем виде:

h	4	8	16	24
$h:h_1$	0,5	1	2	3
Относительная остающаяся работа (%) . .	91	74	41	20

«Табл. 10,— писал Цандер,— пришлось пересчитать ввиду того, что Циолковский в формуле (105) сделал ошибку; у него остающаяся относительная работа вышла зависящей от угла наклона, чего на деле нет. Из табл. 10 видим, что после пролета 4 км остается совершить еще 91% всей работы, а после пролета 24 км— 20%».

[22] *Стр. 290.* Циолковский имеет в виду книгу: Walter H o h m a n n. Die Erreichbarkeit der Himmelskörper. München und Berlin, 1925.

[23] *Стр. 299.* В данном случае Циолковский употребляет выражения: «вторая космическая скорость» и «третья космическая скорость» не в том смысле, как это принято в настоящее время, а в той последовательности, в которой они идут у него по таблице.

[24] *Стр. 301* . В авторском экземпляре слова «теряя их (на счет их же)» заменены на: «или приобретая их, или теряя».

[25] *Стр. 303.* В авторском экземпляре после слов «Его материалы:» вставлено: «хромированная или».

[26] *Стр. 308.* В авторском экземпляре после слов «теплоемкой среды» добавлено: «Хотя водные теплокровные и поддерживают высокую темпер[атуру], напр[имер], киты, тюлени и т. д., но они пользуются атмосферой».

[27] *Стр. 310.* Смотри работу Циолковского «Сопротивление воздуха и скорый поезд». Калуга 1927.

[28] *Стр. 312.* В авторском экземпляре формула (178) была несколько изменена Циолковским и дана в следующем виде:

$$R = \frac{\delta}{2g} \cdot \frac{b\rho v^2}{1 + \ln\left(\frac{v}{l}\right)}.$$

Соответственно была изменена формула (179):

$$R = 1{,}95 \cdot 10^{-6} \frac{v^2}{1 + \ln\left(\frac{v}{l}\right)}.$$

[29] *Стр. 313.* После изменений формул (178) и (179) (см. предыдущее примечание) возникла необходимость в пересчете табл. 19. На полях Циолковским была сделана следующая пометка: «Для исправления числа надо умножить на v/l».

В исправленном виде табл. 19 выглядела бы так:

$\frac{v}{l}$		1	2	3	4	5	7	10	20	30	40
v, м/сек		100	200	300	400	500	700	1000	2000	3000	4000
Давление, кг		19,5	46,2	83,7	130,4	187,0	324,1	591	1950	3990	6680
Относительное сопротивление, в процентах	Масса 100 т, j=10	0,02	0,046	0,084	0,132	0,185	0,322	0,59	1,96	3,99	6,68
	Масса 100 т, j=1	0,2	0,46	0,84	1,32	1,85	3,22	5,9	19,6	39,9	66,8
	Масса 10 т, j=1	2	4,6	8,4	13,2	18,5	32,2	59,0	196	399	668
	Масса 10 т, j=4	0,5	1,2	2,1	3,2	4,5	7,7	15,0	50,0	99,0	168,0

В связи с пересчетом таблицы следующее за ней предложение было Циолковским вычеркнуто.

[30] *Стр. 314.* В формуле (182) под M_p следует понимать не массу ракеты, а ее вес.

[31] *Стр. 315.* В табл. 20 содежится ряд неточностей. Приводим ее с исправлениями, сделанными Ф. А. Цандером при подготовке издания второй книги Избранных трудов К. Э. Циолковского. М., 1934:

Длина рельс в км	1	2	5	10	50	100	200	300	500
$j = 100$	447	632	1 000	1 420	3 160	4 470	6 324	7 746	10 000
$j = 50$	316	447	707	1 000	2 236	3 162	4 472	5 477	7 071
$j = 30$	244	346	547	774	1 732	2 449	3 464	4 242	5 477
$j = 20$	200	282	447	632	1 414	2 000	2 828	3 468	4 472
$j = 10$	141	200	316	447	1 000	1 414	2 000	2 449	3 160
$j = 5$	100	141	223	316	707	1 000	1 414	1 732	2 236
$j = 3$	78	109	173	244	547	774	1 095	1 342	1 732
$j = 1$	45	63	100	142	316	447	632	774	1 000

[32] *Стр. 316.* В оригинале ошибочно было напечатано:

$$\frac{M'_2}{M_1} = 1 - e^{\frac{v_{max} - v_0}{W}}.$$

[33] *Стр. 317.* В авторском экземпляре после слов «0,1 атмосферы» добавлено: «(тем более, что чистый кислород действует сильнее, чем смешанный с азотом)».

[34] *Стр. 322.* В авторском экземпляре после слов «расширения трубы» добавлено: «На деле диаметры конич[еской] трубы будут гораздо меньше, вследствие бокового давления на всю трубу».

Космическая ракета. Опытная подготовка

Впервые опубликовано в 1927 г. в виде отдельной брошюры. В хранящемся в Архиве АН СССР (ф. 555, оп. 6, д. 107) печатном экземпляре рукой Циолковского сделаны незначительные изменения, которые были учтены в настоящем издании.

[1] *Стр. 328.* Имеется в виду статья «Исследование мировых пространств реактивными приборами», 1926 г. См. стр. 242—327 настоящего тома.

[2] *Стр. 332.* См. стр. 299 этого тома.

[3] *Стр. 333.* См. стр. 321 настоящего тома.

[4] *Стр. 334.* См. стр. 265 настоящего тома.

[5] *Стр. 334.* См. стр. 272 настоящего тома.

[6] *Стр. 338.* См. стр. 253 настоящего тома.

[7] *Стр. 338.* Циолковский ошибочно принимал, что температура горения углерода выше, чем водорода, и что диссоциация углерода меньше, чем у водорода. В издании 1934 г. Цандер заменил слово «углерод» на «водород».

[8] *Стр. 338.* Имеется в виду «Исследование мировых пространств реактивными приборами», 1903 г. См. стр. 136—166 настоящего тома.

[9] *Стр. 341.* См. примечание 1 к этой работе.

Труды о космической ракете (1903—1929 гг.)

Первоначально эта работа была написана в мае 1928 г. и называлась «Труды о космической ракете (1903—1927 гг.)». Затем, однако, Циолковский заменил 1927 г. на 1929 г. и сделал некоторые добавления. В последний раз она была исправлена автором в 1931 г., однако при его жизни опубликована не была. Впервые статья была напечатана в издаваемом ЦС Осоавиахима сборнике «Реактивное движение», вып. 2. М., 1936, стр. 7—12. В настоящем томе работа публикуется по тексту хранящейся в Архиве АН СССР (ф. 555, оп. 1, д. 60) рукописи Циолковского с учетом изменений и дополнений, сделанных им в 1931 г.

[1] *Стр. 344.* По современным данным, именно неравномерная плотность человеческого тела исключает применение указанного метода предохранения живых существ от действия перегрузки.

[2] *Стр. 344.* Это справедливо только для космических ракет. У стратосферных ракет сопротивление атмосферы играет очень большую роль.

[3] *Стр. 346.* У современных одноступенчатых ракет отношение веса топлива к сухому весу ракеты (весу ракеты без топлива) не превышает десяти.

[4] *Стр. 348.* Имеется в виду работа «Космические ракетные поезда», 1929. См. настоящий том, стр. 367—393.

Новый аэроплан

Работой «Новый аэроплан», впервые опубликованной в виде отдельной брошюры в 1929 г., Циолковский завершил свои исследования в области самолетов с поршневыми двигателями. Оценивая эту работу, Ф. А. Цандер отмечал, что Циолковский стремился при помощи упрощенных формул сочетать все величины, которые важны для полета аэроплана. Отметив допущенные упрощения, Цандер писал далее: «Формулы приводят Циолковского к ряду определенных выводов относительно скорости полета, требуемой удельной мощности двигателей, возможной грузоподъемности и т. д. Необходимо указать, что расчеты подобного характера для определенного типа аэропланов применимы вообще. Данная работа может служить упрощенной схемой, но для получения годных для практики результатов следует расчет вести не в виде формул,

а в виде графиков, т. е. ряда кривых, вводимых в расчет. При этом все вышеприведенные упрощения могут отпасть, например, взамен нагрузок равной величины можно принимать все нагрузки такими, какими они получаются в реально выполненных конструкциях аэропланов. Также и применение двигателей разного типа дает разные результаты: необходимо взять фактический вес двигателей для разной мощности»*.

В этой же работе, рассматривая типы самолетов, пригодных для разных скоростей полета, Циолковский впервые в своих печатных трудах касается вопроса о необходимости применения реактивных самолетов. В дальнейшем эта мысль получила развитие в его работах «Реактивный аэроплан», «Стратоплан полуреактивный» и др.

В Архиве АН СССР (ф. 555, оп. 6, д. 123) хранится экземпляр брошюры с пометками Циолковского, которые были учтены в настоящем издании. Ошибки и опечатки исправлены, остальные изменения оговариваются ниже.

1 *Стр. 352.* В брошюре с пометками Циолковского пункт 14 вычеркнут.

2 *Стр. 354.* Имеется в виду работа «Сопротивление воздуха и скорый поезд» (1927 г.).

Приведенные здесь постоянные имеют следующие значения:

$K_{ш}$ — коэффициент сопротивления шара;

$K_{ф}$ — коэффициент формы;

$K_{пл}$— коэффициент сопротивления плоской пластинки;

K_{η} — коэффициент сужения;

δ_1 — толщина поверхностного слоя.

3 *Стр. 358.* В брошюре с пометками Циолковского после формулы сделана надпись: «Найдем $\gamma = 0{,}000305$. Это меньше обыкн[овенной] пл[отности] (0,00129), в 4,2 раза. Высота 10 км».

4 *Стр. 360.* В брошюре число 1019 исправлено на 3066.

5 *Стр. 361.* См. «Исследование мировых пространств реактивными приборами», 1926 г.— стр. 242—327 настоящего тома.

6 *Стр. 364.* Имеется в виду работа «Космические ракетные поезда», 1929 г.

7 *Стр. 364.* Имеется в виду работа «Сопротивление воздуха и воздухоплавание», опубликованная в журнале «Научное обозрение», 1902, № 5. Циолковский ссылается на отдельный оттиск этой работы, выпущенный в 1903 г.

8 *Стр. 364.* См. примечание 5 к этой работе.

9 *Стр. 364.* Рукопись «Главные выводы из моего сочинения «Новый аэроплан», датированная декабрем 1929 г., не была опубликована и хранится в фонде Циолковского в Московском отделении Архива АН СССР(ф. 555, оп. 1, д. 59). В настоящем томе она публикуется впервые.

Космические ракетные поезда

Данная работа впервые была опубликована в 1929 г. в виде отдельной брошюры. В ней Циолковским изложен принцип действия многоступенчатых ракет и дана их подробная математическая теория. В 10—20-х годах над проблемой многоступенчатых ракет работали А. Бинг (Бельгия), Р. Годдард (США), Ю. Кондратюк (Россия), Г. Оберт (Германия) и другие ученые, однако наиболее подробно теория многоступенчатых ракет была рассмотрена в данной работе К. Э. Циолковского.

1 *Стр. 367.* В оригинале напечатано: «в СССР».

2 *Стр. 369.* При употребляемых в настоящее время топливах для достижения одноступенчатой ракетой первой космической скорости запас топлива должен превышать вес сухой ракеты значительно более чем в 4 раза.

---

* Избранные труды К. Э. Циолковского. Кн. II. Реактивное движение. Под ред. инж. Ф. А. Цандера. Госмашметиздат, 1934, стр. 160.

[3] *Стр. 369.* Разница в устройстве различных ступеней обусловливается не только теми факторами, которые приводит Циолковский, но и рядом других факторов. Однако Циолковский, следуя своей обычной методике, первоначально решает задачу для самого простейшего случая, вводя в расчет большое количество допущений. В дальнейшем он в этой же работе усложняет расчет, рассматривая четыре различные системы ракетных поездов.

[4] *Стр. 369.* В современных конструкциях многоступенчатых ракет первоначально работают двигатели не передней, а хвостовой (толкающей) ступени.

[5] *Стр. 369.* По современным данным, оптимальной является такая многоступенчатая ракета, у которой веса последовательной ступени не увеличиваются, а уменьшаются в геометрической прогрессии.

[6] *Стр. 372.* Имеется в виду работа «Исследование мировых пространств реактивными приборами» 1926 г. См. настоящий том, стр. 268.

[7] *Стр. 377.* См. стр. 301 настоящего тома.

Реактивный аэроплан

В этой работе, опубликованной впервые в 1930 г., доказывается техническая возможность построения чисто реактивного самолета, рассматриваются его преимущества и недостатки по сравнению с самолетами с поршневыми двигателями. В изданной брошюре было указано: «Взято из большой рукописи», однако до настоящего времени не удалось точно установить, какую именно рукопись имел в виду автор.

[1] *Стр. 395.* Имеются в виду работы: «Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина», 1895 г. и «Новый аэроплан», 1929 г. См. настоящий том, стр. 33 и 350.

[2] *Стр. 396.* Здесь и далее ссылки на работу «Давление на плоскость при ее нормальном движении в воздухе», опубликованную в Калуге в 1930 г.

[3] *Стр. 396.* Весь расчет Циолковский ведет на 1 $м^3$ сжатого воздуха.

[4] *Стр. 397.* Имеется в виду работа «Космическая ракета. Опытная подготовка», 1927 г. См. настоящий том, стр. 338.

[5] *Стр. 398.* Более точно кислород составляет 23,15% воздуха по весу и 20,93% по объему.

[6] *Стр. 400.* Имеется в виду работа «Исследование мировых пространств реактивными приборами», 1926 г., которую Циолковский в ряде своих рукописей именовал: «Реактивный прибор — ракета».

[7] *Стр. 401.* См. примечание 1 к этой работе.

Стратоплан полуреактивный

В данной работе, опубликованной впервые в 1932 г. в виде отдельной брошюры Циолковский привел схему и дал приблизительные расчеты стратосферного самолета с турбокомпрессорным двигателем. Как видно из черновых рукописей ученого, работа над созданием этого труда была начата им еще в 1930 г. и продолжалась в течение двух лет. Указанная брошюра представляет собой лишь часть всего исследования. Циолковский в конце ее писал: «Продолжение работы постараюсь издать особо», однако это сделано не было.

[1] *Стр. 406.* Следует отметить, что в действительности явление обтекания и работа воздухозаборников гораздо сложнее.

[2] *Стр. 406.* Имеется в виду работа «Сжиматель газов и его расчет», 1931.

[3] *Стр. 407.* По современным данным, основанным на китайских источниках, ракеты стали известны в Китае не ранее X в.н.э.

[4] *Стр. 408.* В авторском экземпляре работы, хранящемся в Архиве АН СССР (ф. 555, оп. 6, д. 143) после слов: «чем внешнего — неподвижного» рукою Циолковского дописано: «Устройство сжимателя совершенно тождественно с устройством многодисковой паровой турбины. Сжиматель должен рассчитываться на определенную высоту полета и определенную скорость. Напр[имер], он имеет столько лопаток или дисков, что сжимает всякий газ в 9 раз! Тогда внизу он будет давать в 9 раз большую энергию. Она может быть употреблена на быстрое поднятие и приобр[етение] скорости. На высоте ослабление мотора заставит двигаться горизонтально, хотя и быстро. Усиленная плотность воздуха в рабочих цилиндрах заставляет употреблять и большее количество в них горючего. Отсюда — регулятор горючего. Вспрыскивать его надо по мере поднятия все меньше и меньше. Но можно сначала в 9 раз меньше, чем нужно, т. е. не изменять его количество. Тогда внизу мотор окажется немного слабее, чем сверху.»

[5] *Стр. 413.* См. примечание 1 к этой работе.

Достижение стратосферы

Статья эта была написана в 1932—33 гг. (см. Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 75). В ней Циолковский, подводя итоги своих многолетних исследований, сформулировал требования, предъявляемые к топливу для реактивных двигателей. При жизни автора статья опубликована не была. Впервые она была напечатана под названием «Топливо для ракеты» в сборнике «Реактивное движение», вып. 2. М., 1936, стр. 13—20.

[1] *Стр. 415.* Более точное значение — 334 340 килограммометров.

[2] *Стр. 416.* Циолковский имеет в виду вышедший в 1895 г. отдельный оттиск работы «Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина», опубликованной еще в 1894 г. в журнале «Наука и жизнь», № 43—46. См. настоящий том, стр. 33—70.

[3] *Стр. 418.* Имеется в виду статья «Реактивное движение и его успехи», опубликованная в журнале «Самолет», 1932, № 6.

[4] *Стр. 419.* По современным данным, температура кипения указанных элементов несколько отличается от значений, приведенных Циолковским. Температура кипения водорода равна —252,8° С, кислорода —182,98° С, озона —112° С.

Звездолет

Эта статья была написана К. Э. Циолковским для журнала «Знание— сила». Она опубликована в № 23-24 журнала за 1932 г.

Звездолет с предшествующими ему машинами

Статья эта была закончена в 1933 г., но при жизни Циолковского опубликована не была. Впервые печатается в данном томе по рукописи, хранящейся в Архиве АН СССР (ф. 555, оп. 1, д. 86).

[1] *Стр. 431.* Имеется в виду работа «Космическая ракета. Опытная подготовка», 1927. См. настоящий том, стр. 328.

[2] *Стр. 432.* Циолковский имеет в виду брошюру «Стратоплан полуреактивный», 1932. См. настоящий том, стр. 404.

[3] *Стр. 433.* Эта статья приводится в данном томе. См. стр. 424.

Снаряды, приобретающие космические скорости на суше или воде

Работа эта была закончена Циолковским в декабре 1933 г. (см. Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 93), но при жизни автора опубликована не была. Впервые она напечатана в 1947 г. в книге: К. Э. Циолковский. Труды по ракетной технике. Под редакцией М. К. Тихонравова.

[1] *Стр. 436*. Имеется в виду работа Циолковского «Давление на плоскость при ее нормальном движении в воздухе», 1930 г.

[2] *Стр. 436*. Здесь и далее имеется в виду работа «Сопротивление воздуха и скорый поезд», 1927; K_η означает коэффициент сужения; K_V — коэффициент объема; δ_1 — толщина поверхностного слоя.

[3] *Стр. 437*. Метрической лошадиной силой Циолковский обозначал величину, равную 100 кгм/сек.

[4] *Стр. 438*. Неясно как получены приведенные здесь значения Q_q, так как формула (19) дает следующие величины:

V	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Q_q	3,25	9,56	18,59	30,25	44,14	60,65	77,66	99,84	122,80	147,89	174,41	203,97

Соответственно изменятся величины $\frac{Q_q}{V}$ и N.

[5] *Стр. 440*. В данном случае, как видно из формулы (29), M обозначает не массу, а вес.

[6] *Стр. 441*. В рукописи № 34 ошибочно повторен два раза.

Наибольшая скорость ракеты

Данная статья представляет собой одну из глав неоконченной рукописи Циолковского «Основы построения газовых машин, моторов и летательных приборов» (Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 105). Автор так определял цель написания этой работы: «Цель тут практическая: дать в сжатом виде материалы для строителей и изобретателей газовых машин. Общий и главный уклон к построению почвенных, водных, атмосферных и заатмосферных средств передвижения».

Всего Циолковским было намечено 11 глав: 1. Сжатие и расширение газов. 2. Давление нормального воздушного потока на плоскость. 3. Трение газов. 4. Сопротивление воздуха движению плавных тел. 5. Плотность атмосферы. 6. Энергия химического соединения веществ. 7. Вращение твердых тел. 8. Три типа моторов. Первый тип при участии воды. Второй тип, пользующийся непосредственно газообразным воздухом. 9. Третий тип мотора с запасными кислородными соединениями. 10. Наибольшая скорость ракеты. 11. Грубый расчет полета ракеты.

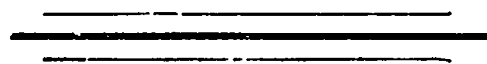
Значительный интерес представляет публикуемая в данном томе десятая глава— «Наибольшая скорость ракеты», в которой Циолковским был предложен иной (по сравнению со способом, предложенным в работе «Космические ракетные поезда») способ достижения космических скоростей, получивший название «эскадрильи ракет».

[1] *Стр. 445*. Имеется в виду «Исследование мировых пространств реактивными приборами», 1926 г.

[2] *Стр. 453*. Циолковский имеет в виду работу «Давление на плоскость при ее нормальном движении в воздухе», 1930 г.

[3] *Стр. 456*. Имеются в виду главы рукописной работы «Основы построения газовых машин». (Архив АН СССР, ф. 555, оп. 1, д. 101—105, 107—109, 111, 117).

[4] *Стр. 457*. В рукописи Циолковский ошибочно повторно поставил № 38. В данном издании номер исправлен.



СОДЕРЖАНИЕ

От редакции 5

ТРУДЫ К. Э. ЦИОЛКОВСКОГО

Из рукописи «Свободное пространство» 11
Давление жидкости на равномерно движущуюся в ней плоскость 24
Аэроплан или птицеподобная (авиационная) летательная машина 33
Первое описание К. Э. Циолковским его аэродинамической трубы 71
Давление воздуха на поверхности, введенные в искусственный воздушный поток 80
Сопротивление воздуха и воздухоплавание 112
Исследование мировых пространств реактивными приборами (1903 г.) 136
Исследование мировых пространств реактивными приборами (1911—1912 гг.) 167
Исследование мировых пространств реактивными приборами (дополнение к I и II части труда того же названия) 209
Космический корабль 220
Исследование мировых пространств реактивными приборами (переиздание работ 1903 и 1911 гг. с некоторыми изменениями и дополнениями) . . . 242
Космическая ракета. Опытная подготовка 328
Труды о космической ракете (1903—1929 гг.) 343
Новый аэроплан 350
Космические ракетные поезда 367
Реактивный аэроплан 394
Стратоплан полуреактивный 404
Достижение стратосферы 415
Звездолет 424
Звездолет с предшествующими ему машинами 426
Снаряды, приобретающие космические скорости на суше или воде 435
Наибольшая скорость ракеты 445

ПРИЛОЖЕНИЯ

Константин Эдуардович Циолковский (краткая научная биография).—*В. Н. Сокольский* 461
К. Э. Циолковский как ученый.— *А. А. Благонравов* 483
Аннотированная библиография произведений К. Э. Циолковского, опубликованных при его жизни. — *Б. Н. Воробьев* 497
Комментарии к трудам К. Э. Циолковского 515

Константин Эдуардович
Циолковский

Избранные труды

*

Утверждено к печати
редколлегией «Классики науки»
Академии наук СССР

*

Редактор Издательства *С. А. Соколова*
Художник *Ю. И. Трапаков*
Технический редактор *Т. П. Поленова Е. В. Макуни*
Корректоры *Л. А. Розыбакиева, Ш. С. Якубсон*

РИСО АН СССР № 2—9В. Сдано в набор 7/III—1962 г.
Подписано к печати 6/VI 1962 г. Формат 70×90^1/$_{16}$
Печ.л. 33^1/$_2$+1 вкл. Усл. печ. л. 39,19+1 вкл.(0,15).
Уч.-издат. л.32,3 Тираж 6000 экз.
Изд. № 493. Тип. зак. № 444
Цена 2 руб. 46 коп.

*

Издательство Академии наук СССР
Москва, Б-62, Подсосенский пер., 21

2-я типография Издательства АН СССР
Москва, Г-99, Шубинский пер., 10

ОПЕЧАТКИ

Страница	Строка	Напечатано	Должно быть
182	3 сн.	1/3000	1/300
182	5 сн.	тэой	этой
219	4 св.	[8]	[7]
220	5 св.	досточно	достаточно
336	7 сн.	R_2	R^2
482	8 сн.	а светом	за светом
487	2 сн.	325	373
532	10 св.	последовательной ступени	последовательных ступеней

К. Э. Циолковский «Избранные труды»

К.Э. ЦИОЛКОВСКИЙ

ИЗБРАННЫЕ ТРУДЫ





2 р. 10 к.